



ПУТЬ

В

НАУКУ

Творческое и научно-педагогическое
наследие доктора технических наук,
профессора В.И. Рулина



МОСКВА
2021 г.

*Сборник посвящён памяти В.И. Рулина (1936–2017 гг.),
д.т.н., профессора «МАТИ» – РГТУ им. К.Э. Циолковского
и МАИ (национальный исследовательский университет),
зам. Главного конструктора ОКБ А.Н. Туполева*

Путь в науку

*Творческое и научно-педагогическое наследие
доктора технических наук,
профессора В.И. Рулина*

УДК 629.7(092)
ББК 39.5д
П90

Рецензенты:

д-р техн. наук, профессор, академик,
МОО «Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского»,
ФГБОУ «Центр развития образования и международной деятельности
«Интеробразование»

В.И. Круглов

директор ВШУ, заведующий кафедрой исторических
и социально-философских дисциплин, востоковедения и теологии,
член-корреспондент Российской гуманитарной академии наук,
член Совета учебно-методического объединения вузов России
по образованию в области менеджмента, член совета по востоковедению
и африканистике Учебно-методического объединения по классическому
университетскому образованию (МГУ им. М.В. Ломоносова)

В.П. Ермаков

Васильева Т.Н.

**П90 Путь в науку. Творческое и научно-педагогическое наследие
доктора технических наук, профессора В.И. Рулина : монография /
Т.Н. Васильева, Г.В. Юдин, А.Е. Волхонский [и др.]. – Чебоксары:
ИД «Среда», 2021. – 232 с.**

ISBN 978-5-907411-43-2

Монография «Путь в науку» – сборник добрых воспоминаний о Викторе Ивановиче Рулине и его научно-педагогическом наследии, собранном его женой – Т.Н. Васильевой, его друзьями, коллегами и учениками. В.И. Рулин – один из «аэродинамических» создателей самолета ТУ-160, человек, начертавший своим примером путь от инженера-механика по самолетостроению до д.т.н., профессора, зам. Главного конструктора ОКБ А.Н. Туполева. Творческое наследие «Путь в науку» выходит в год 85-летия со дня рождения Виктора Ивановича, в тяжелейшее для нас время пандемии – отказа от всего привычного и дорогого и обращено к старикам и молодежи – чтобы помнили.

© Васильева Т.Н., Юдин Г.В.,
Волхонский А.Е., Бокша Л.В.,
Кануков М.И., Рулина А.В.,
Красовская С.В., 2021

DOI 10.31483/a-10293
ISBN 978-5-907411-43-2

© ИД «Среда», оформление, 2021

Васильева Татьяна Николаевна, окончила МАИ и с 1962 г. более 30 лет работала в ОКБ А.Н. Туполева сначала в отделении беспилотной техники, возглавляемом А.А. Туполевым, затем в отделе научно-технической информации ОКБ;

Юдин Геннадий Вячеславович, кандидат технических наук, профессор, заведующий отделением, ГБПОУ МО Красногорский колледж;

Волхонский Александр Евгеньевич, кандидат технических наук, доцент, ФГБОУ ВО Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Институт №12 «Аэрокосмические наукоёмкие технологии и производства»;

Бокша Людмила Васильевна, старший преподаватель; ФГБОУ ВО Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Институт №12 «Аэрокосмические наукоёмкие технологии и производства»;

Кануков Михаил Измайлович., старший преподаватель; ФГБОУ ВО Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Институт №12 «Аэрокосмические наукоёмкие технологии и производства»;

Рулина Арина Викторовна, дочь В.И. Рулина;

Красовская Софья Владимировна, доцент кафедры, ФГБОУ ВО «Пятигорский государственный университет», г. Пятигорск.

Содержание

О ВИКТОРЕ ИВАНОВИЧЕ РУЛИНЕ.....	6
ВИКТОР ИВАНОВИЧ РУЛИН В ВОСПОМИНАНИЯХ ДРУЗЕЙ И КОЛЛЕГ.....	31
СБОРНИК <i>Творческое и научно-педагогическое наследие доктора технических наук, профессора В.И. Рулина</i>	44



ВИКТОР ИВАНОВИЧ РУЛИН

О ВИКТОРЕ ИВАНОВИЧЕ РУЛИНЕ

Задумав выпустить Сборник «Творческое и научно-педагогическое наследие д.т.н. профессора В.И. Рулина», авторы хотели не только представить актуальные технические проблемы в области авиации, но и показать становление молодого инженера, начавшего свою деятельность в советское время и вместе со своей страной прошедшего непростой радикальный путь последних десятилетий.

Виктор Иванович - человек-романтик, увлекающийся, страстный, талантливый. Любил жизнь, семью, детей и внуков. Любил друзей, очень высоко ценил общение с друзьями. Любил русские задушевные песни,



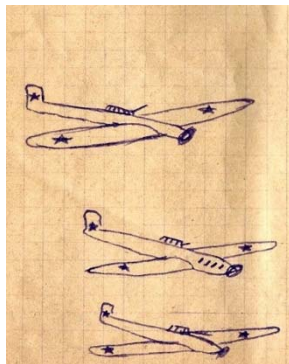
Школьник

иногда пел их сам в обществе близких друзей. Увлекался спортом и путешествиями. Играл во многие спортивные игры и всегда ставил перед собой большие задачи: стать мастером спорта на ледяной дорожке, на волейбольной площадке или на теннисном корте. Ходил в походы на Север, на Урал, по средней России на байдарках, как было у нас принято в 60-е годы. Ему была близка русская природа, её сосновые леса, широкие поля и голубые озера. Уважал простой народный труд: мог починить любую вещь в доме, смастерить что-нибудь своими руками, например, мебель. Обожал автомобиль и сам его ремонтировал.

Важнее всего для него была авиация, его профессия и работа, фирма А.Н. Туполева, на которой трудился большую часть своей жизни.

Сравнимое по значимости место, конечно, занимал институт МАТИ (Московский авиационный технологический институт им. К.Э. Циолковского), которому он оставался верен до последних дней своей жизни. Виктор Иванович любил Россию, буквально физически страдал, понимая в каком тяжёлом положении оказалась наша авиация, совсем недавно бывшая ведущей отраслью промышленности страны.

Всему этому Виктор Иванович отдался со всей своей неиссякаемой энергией. Его можно отнести к поколению людей, которых сейчас называют «дети войны». Виктор родился в Сталинграде. Ему было пять лет, когда началась война. В центре города он видел ставший известным на весь мир фонтан с хороводом детей вокруг, ещё нетронутый снарядами.



Первые самолеты

После двух лет, проведённых в эвакуации в Ашхабаде, семья оказалась в столице, где он начал учиться. Интерес к авиации у Виктора проявился довольно рано. В тетрадях третьего класса мы видим первые рисунки самолётов.

Окончив московскую среднюю школу с Золотой медалью, он без экзаменов поступил в МАИ (Московский авиационный институт имени С. Орджоникидзе) – один из ведущих институтов Советского Союза. Ему легко давались точные науки, математика, физика. Юноша учился увлечённо, с интересом. Его интересовали глубокие теоретические исследования, прогрессивные технологии, развитие авиационной науки, пути совершенствования летательных аппаратов.



Старшеклассник



Аттестат зрелости Виктора Рулина



Студент МАИ

Получив распределение на такое знаменитое предприятие, как ОКБ (Опытное конструкторское бюро) А.Н. Туполева, молодой специалист выбирает для себя направление научного творчества и спустя 2 года подаёт документы в аспирантуру МАИ. Знания, полученные в аспирантуре, в дальнейшем позволили ему написать и защитить кандидатскую и докторскую диссертации, а также применить их при решении практических задач, которые стояли в то время перед нашей авиапромышленностью.



Выпуск МАИ 1960 г.

(через 15 лет после окончания)

*Слева-направо: 1-й ряд: А. Листратов, А. Рулина, А. Лебединская,
Ю. Голубков, А. Слободской, Ю. Шаров.*

2-й ряд: В. Семёнов, Климов, В. Мелкумов, В. Рулин.

Слева двое, возможно, из другой группы.

1. ОКБ А.Н. Туполева – родное предприятие В.И. Рулина

Мы все помним 60-е годы как время «оттепели», а ещё это период большого технического прорыва: в СССР запущен первый искусственный спутник земли, советский космонавт Юрий Гагарин совершил первый полёт в космическое пространство.

Ракетостроение становится ведущей, приоритетной отраслью промышленности страны. Так в таком специализированном самолётном конструкторском бюро, каким являлось ОКБ А.Н. Туполева, появилось новое отделение перспективной беспилотной техники. Понимая важность и новизну этой тематики, Андрей Николаевич поручил эту работу своему сыну - молодому Алексею Туполеву. В одной из бригад этого отделения начал работать Виктор Иванович. В составе молодого коллектива он трудился над созданием БЛА «Ястреб», «Стриж», «Рейс». Опыт, накопленный при этом, стал прекрасным заделом для работы по дальнейшему развитию сверхзвуковой авиации.



Бригада «Динамика полета» в 1970 гг.

(у стенда аналоговых машин)

слева-направо: начальник бригады **В. Ковалевский** (сидит),

В. Колубелов, В. Рулин;

в первом ряду: **В. Валяльщиков, В. Крашенинников, В. Стрельцов;**

во втором ряду: **А. Фёдоров, В. Володина, Т. Васильева;**

в третьем ряду: **Ф. Гуля-Яновский, В. Зайцев, В. Ларин;**

в четвёртом ряду: **Быстрозоров;**

в последнем – **В. Репнёв и Л. Кудрявцева.**

В то время в ОКБ был создан Вычислительный центр (ВЦ) и появились вычислительные машины, сначала «Урал-1» и «Урал-2», а потом более совершенные БЭСМ-4, БЭСМ-6. Внедрялась система «Система автоматизированного проектирования» (САПР) и важной задачей была разработка программ и проверка их на практике. Бригада «Динамики полёта» занималась расчётами траектории полёта беспилотных летательных аппаратов (БЛА), и часто бывало так, что одновременно проходили лётные испытания на полигоне. Виктор Иванович отвечал за расчёты, и интересно было наблюдать, как он буквально «зажигал» нас, молодых специалистов, интересом к настоящей работе, реальному делу. Мы получали с места старта данные о погоде, вводили их в расчёт траектории полёта и с волнением ожидали результата! Здесь проявлялся организаторский талант Виктора Ивановича, его способность руководить коллективом. Так, начав в 1965 году работать в подразделении Аэродинамики, он в 1975 году стал начальником бригады, а затем, в 1980- м, - начальником отдела динамики.

Без отрыва от производства Виктор Иванович защитил кандидатскую, а затем докторскую диссертации и стал высококвалифицированным специалистом в области аэродинамики, динамики полёта, проектирования летательных аппаратов (ЛА), имеющим опыт работы на руководящих позициях.

Под его руководством и при его непосредственном участии был проведён весь комплекс аэродинамических расчётов, экспериментальных исследований, натурных испытаний по проекту Ту-160, выполнен большой объём теоретических и опытных разработок по выбору параметров крыла, оптимизации аэродинамической компоновки ряда изделий, в том числе Ту-204. Им была организована работа по созданию и внедрению новых комплексов программ для ЭВМ по расчёту лётно-технических и аэродинамических характеристик (системы «АЭРО», «АПАК»), входящих в САПР предприятия.

Следует также отметить ряд запатентованных изобретений, в которых принимал участие Виктор Иванович. Так, нам известно, по крайней мере, 16 авторских свидетельств В.И. Рулина, среди которых можно отметить:

- «Крыло самолёта изменяемой стреловидности» – 1978 г.;
- «Многорежимный самолёт» – 1978 г.;
- «Интерцептор» – 1984 г.

А также более поздние из них:

- «Самолёт» – 1994г. и
- «Стреловидное крыло» – 2003 г.

Здесь Виктор Иванович выступил в соавторстве с такими известными руководителями ОКБ, как Туполев А.А., Черёмухин Г.А., Близнюк В.И., Климов В.Т. и другими, что говорит о важности указанных патентов.



За рабочим столом

В конце 1980-х гг. В.И. Рулин возглавил отдельную бригаду, работающую непосредственно по заданию Главного конструктора, В.И. Ближнюка. В 1993 году В.И. Рулин был назначен руководителем работ по аэродинамическим характеристикам самолётов Ту-130, Ту-160 и др.

В следующем году Виктор Иванович был утверждён заместителем начальника отделения, а затем заместителем Главного конструктора на условиях, предусмотренных контрактом.

Труд В.И. Рулина получил высокую оценку: в 1981 году он был награждён орденом «Знак почёта», в ознаменование 100-летия со дня рождения А.Н. Туполева – Юбилейной медалью, а также вместе с коллегами МАТИ – двумя бронзовыми медалями ВДНХ СССР.

В дальнейшем из-за сложной экономической ситуации в стране и в промышленности Виктор Иванович принял решение с 1998г. оформить в качестве своего основного места работы МАТИ - РГТУ им. К.Э. Циолковского (Российский государственный технологический университет), который в 2015г. был введён как структурное подразделение в МАИ (Национальный исследовательский университет). Общий стаж научно-преподавательской деятельности Виктора Ивановича в высшем учебном заведении составил 35 лет.

Работая в университете, Виктор Иванович не терял связи с родной туполевской фирмой. До 2008 года он читал лекции в координационном центре ЦКБ, который сейчас называется «Авиационный учебно- методический центр ПАО «Туполев» (АУМЦ-ТУ).

II. «Главный» аэродинамик самолёта Ту-160

Именно так называли Виктора Ивановича его коллеги по созданию самолёта Ту-160, которого за красоту и изящество форм и обводов со временем стали сравнивать с белым лебедем. Действительно, поистине любимым детищем В.И. Рулина на многие годы стал сверхзвуковой стратегический бомбардировщик Ту-160.



**Главный конструктор
ОКБ А.Н. Туполева
Валентин Иванович
Ближнюк**

Работая под руководством Главного конструктора Валентина Ивановича Ближнюка, он отдавал этому самолёту всю свою любовь и свои технические знания.

Руководитель отделения аэродинамики ОКБ А.Н. Туполева Георгий Алексеевич Черёмухин в своей книге «Дальше, выше, быстрее», говоря о правильности выбора для самолёта Ту-160 схемы с крылом изменяемой геометрии по сравнению с «бесхвосткой», написал следующее:

«У нас шла «внутренняя борьба» между двумя схемами: хорошо нам ясной схемой крыла малого удлинения (типа Ту-144) и схемой крыла с поворотными консолями, сулившей, как казалось, большую вероятность выполнения задания».

«Сказанное по сравнению схем фактически было подтверждено в работе В.И. Рулина, изложенной, как глава его докторской диссертации». «Поиски компоновки проводились при активном участии В.И. Рулина (аэродинамика)».

И далее:

«После первого полёта (18.12.1981 г.), ... достижения скорости 2200км/час и выполнения дальних полётов, в общем подтвердивших наши расчёты, мой аэродинамический интерес... касался исключительно расчётов лётных данных, которые проводились под руководством Виктора Ивановича Рулина. Аэродинамические расчёты Ту-160 выполнялись так же, как и по Ту-144, с учётом упругого изменения формы самолёта».



Нач. отделения Аэродинамики Георгий Алексеевич Черёмухин поздравляет Виктора Ивановича с 50-летием

Главный конструктор самолёта Ту-160 Валентин Иванович Близнюк отмечал:

«Воплотивший в себе огромный научно-технический задел тяжёлый стратегический самолёт Ту-160 обладает непревзойдённым оптимальным сочетанием лётно-технических характеристик, огромным боевым потенциалом и большими модернизационными возможностями дальнейшего развития».



На московском авиашоу

Как заявил заслуженный военный летчик РФ, генерал – майор авиации Владимир Попов:

«Конструкторская мысль советских специалистов, создававших Ту-160, шагнула на многие десятилетия вперед... Машина даже после модернизации до серии М2 имеет потенциал улучшения ещё на 40 - 50 лет вперед – настолько изначально она была удачной. Смысла изобретать новый самолёт, когда имеющийся превосходно выполняет поставленные тактиками и стратегами боевые задачи, просто нет. Потому модернизированный «Белый лебедь» останется лучшей машиной своего класса в мире надолго».

В.И. Рулин, заместитель Главного конструктора по самолёту Ту-160, руководил расчётом лётно-технических характеристик, вопросами аэродинамики и динамики стратегического бомбардировщика вплоть до воплощения его в металле и проверки его характеристик в лётных испытаниях.

III. Актуальные темы научных трудов В.И. Рулина

1. Разработка методов машинного проектирования и их применение в ОКБ А.Н. Туполева

Виктор Иванович сам обозначил основные вехи своей творческой деятельности: «Образование высшее, закончил МАИ в 1960 г., присвоена квалификация инженера-механика по самолётостроению, обучение в аспирантуре МАИ - 1963-1965 гг., защита диссертации к.т.н. – 1976 г., звание доцента – 1986 г., защита диссертации д.т.н. – 1992г., аттестат профессора – 1995 г.»

Действительно, началом творческого пути Виктора Ивановича можно считать его диссертационные работы, новизна, актуальность и возможность практического применения которых сразу получили высокую оценку.

Работа по созданию перспективной авиационной техники требовала применения новых методов проектирования и комплексного анализа но-

вых технических решений. Вторая половина прошлого столетия характеризовалась бурным развитием вычислительной техники. Были разработаны системы автоматизации проектирования, в которых закладывались как общие принципы проектирования, так и методы создания конкретных видов летательных аппаратов (ЛА).

Научный интерес Виктора Ивановича прежде всего был направлен на разработку и применение новых методов машинного проектирования для перспективных самолётов ОКБ А.Н. Туполева. Так, кандидатская диссертация В.И. Рулина называлась *«Формирование облика сверхзвуковых самолётов методами машинного проектирования»*, докторская была написана на тему *«Вопросы аэродинамической компоновки дальних многорежимных самолётов»*.

В кандидатской диссертации В.И. Рулина была заложена методика формирования облика сверхзвуковых самолётов методами машинного проектирования. Эта методика многоуровневой оптимизации позволяла решать задачу выбора главных параметров компоновки – взлётно веса, площади крыла, тяги двигателей. Расчётные методы, предложенные в кандидатской диссертации, были реализованы на предприятии в ряде программ на ЭВМ, в том числе для системы «АЭРО».

В докторской диссертации методика была дополнена новыми логическими и математическими связями в соответствии с проблемами компоновки дальнего многорежимного самолёта. В конечном итоге В.И. Рулину удалось создать единую многоуровневую систему комплексной оптимизации параметров аэродинамической компоновки от стадии технических предложений до начала рабочего проектирования. Данная методика была применена на практике при разработке аэродинамической компоновки многорежимного бомбардировщика Ту-160 в ОКБ А.Н. Туполева.



Стратегический ракетоносец-бомбардировщик Ту-160

2. Выбор направлений исследований перспективного развития

В дальнейшем Виктор Иванович продолжил свою научную деятельность, занимаясь проблемами перспективного развития авиационной техники. За свою жизнь он написал более ста научных трудов. По его собственным оценкам, только за последние пять лет (2011–2016 гг.) было издано 17 печатных и 12 рукописных его трудов (в электронной форме).

Исследование проблем улучшения топливной эффективности, путей снижения шума и эмиссии транспортных самолётов, применение криогенных видов топлива, а также обеспечение безопасности полётов – вот основные темы, над которыми Виктор Иванович работал до последнего времени. Правильный выбор направлений исследований перспективного развития в такой наукоёмкой, высокотехнологичной, системообразующей отрасли, как авиационная промышленность, имеет решающее значение для обеспечения национальной безопасности страны. При интенсивном развитии мировой экономики и росте народонаселения земли именно эти исследования определяют перспективные направления развития гражданской авиационной техники в мире.

3. Глобальная картина мира и состояние российской авиационной промышленности в начале XXI века

Глобальная картина развития мира начала XXI века характеризуется активным расширением экономических связей между государствами, увеличением числа корпоративных связей, развитием новых дальних регионов и ростом численности населения. Авиационный транспорт становится ведущим в мировой транспортной системе, о чём свидетельствуют высокие темпы роста объёмов пассажирских и грузовых воздушных перевозок. По оценкам авторитетных источников, предполагается увеличение населения земли с 6 млрд. человек в 2000 году до 8 млрд. человек в 2040 году. Объём международных перевозок (без России и стран СНГ) с уровня 1800 млрд. пасс. км в 2000 году возрастет предположительно до 6800 млрд. пасс. км в 2040 году, то есть почти в 4 раза. По прогнозам фирм «Боинг», «Эрбас индастри» и других, рост объёма пассажирских перевозок на ближайшие 20 лет (2004–2023) составит от 4% до 8% для различных регионов.

В России в начале XXI века наблюдалась несколько иная картина. Негативные тенденции последнего десятилетия прошлого века (1991–2000гг.) привели к резкому снижению объёма перевозок. Если в СССР к 1990 году он достиг максимума и составлял 21% от мирового объёма перевозок, то в конце 1990 года он сократился до 160 млрд. пасс. км, а в 2000 году до 53 млрд. пасс. км. Компания «Аэрофлот» перестала быть единственной государственной авиакомпанией, появились сотни новых частных компаний, что сразу привело к снижению безопасности полётов. В одной из своих работ 2008 года Виктор Иванович отмечал:

«...жёсткая конкуренция на рынке авиаперевозок привела к тому, что их участники стали нарушать эксплуатационные правила. Коммерческие интересы стали превалировать над техническими возможностями воздушных судов. Произошли и происходят катастрофы, которых никогда не было и не могло быть в жёсткой и централизованной системе СССР. И, как следствие, в Россию начали приходить иностранные самолёты, ...

разрушена система политической и экономической защиты нашего рынка от экспансии западной техники».

К концу 1990-х гг. основу российского парка составляли воздушные суда разработки 30-40-летней давности (Ту-134, Ту-154, Ил-86, Ил-62М), которые подлежали сокращению. В составе парка было только 2% судов нового поколения. Среди новых отечественных самолётов в эксплуатацию поступили дальнемагистральные Ил-96-300 и Ил-96М и среднемагистральный Ил-86. Тогда же вместо списанных российских самолётов стали появляться и активно занимать свою нишу иностранные марки Боинг-300ЕР, А-310 и ближнемагистральный самолёт Боинг-737-400. Хотя отечественные самолёты Ту-204, Ил-96М, Як-42 соответствовали необходимым требованиям безопасности и комфорта, авиакомпания покупали аналогичные машины за рубежом. Не учитывали и то, что

последние крупные разработки туполевского КБ Ту-334 и Ту-204 могли обойтись отечественным авиакомпаниям дешевле зарубежных аналогов.

Отсутствие инвестиций в авиастроительную отрасль привело к сворачиванию серийного производства на крупнейших авиационных предприятиях страны. Первый полёт серийного самолёта Ту-204 состоялся в 1990 году, но за пару десятилетий было выпущено всего 50 таких самолётов. Ту-334, предназначенный на замену Ту-134, совершил свой первый вылет в 1999 году, в 2003 году прошёл сертификацию по шуму по российским, европейским и американским нормам и мог бы стать основным перевозчиком на региональных и средних линиях, но его программа была свёрнута. А проект самолёта Ту-330, полноценной альтернативы которому нет до сих пор, был остановлен на стадии запуска в производство.

Выбор дальнейшего пути развития авиационной промышленности имел для России стратегическое значение. Рассматривалось два принципиальных решения: развитие отечественной авиации или закупка гражданской авиационной техники зарубежного производства.

В 2001 году была принята федеральная целевая программа «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010гг. и на период до 2015г.», ориентированная на производство в России или с её участием необходимого количества воздушных судов нового поколения и их закупку отечественными авиакомпаниями. В соответствии с программой предполагалось разработать шесть новых типов самолётов:

- дальний магистральный самолёт;
- ближне-средний магистральный самолёт;
- региональный самолёт;
- транспортный самолёт двойного назначения;
- сельскохозяйственный самолёт;
- самолёт на газовом топливе;
- два вертолёта.

Между ведущими ОКБ страны был объявлен конкурс, победителями которого оказались фирмы Ильюшина, Сухого и Яковлева, вытеснившие такого крупнейшего производителя авиационной техники, каким являлось ОКБ А.Н. Туполева. Появился повод ещё раз задуматься о «роли личности в истории»! Отсутствие такого талантливого авиаконструктора и

выдающегося организатора, каким был А.Н. Туполев, оказалось в этот момент решающим. За знаменитым на весь мир ОКБ оставили разработку и производство военной стратегической авиации, её модернизацию и совершенство, и это - немало. В производстве же гражданских самолётов ему было практически отказано, несмотря на крупнейшие разработки по самолётам Ту-204/214 и Ту-334.

В последние годы Россия постепенно восстанавливает свои позиции и возможности гражданской авиации. Растёт объём воздушного движения, повышается его интенсивность, сохраняется высокий показатель международного транзита через российские воздушные трассы, улучшается подготовка гражданских лётчиков. Продолжается обновление российского парка гражданских самолётов, но при этом, несмотря на принятую ещё в 2001 году государственную программу развития, сохраняется экспансия судов иностранного производства. Так, в 2019 году в парке российских самолётов около 75% составляли иностранные суда. Среди оставшихся 25% отечественных самолётов половину всё ещё составляли машины, введённые в эксплуатацию в советское время и требующие замены.

В соответствии с Программой развития, важнейшими из задач являются производство конкурентоспособной отечественной гражданской авиатехники, то есть создание новых воздушных судов и модернизация существующих, расширение экспорта авиатехники, разработка и внедрение в производство новых наукоёмких технологий и материалов и др.

4. Мировые требования к воздушным судам нового поколения и возможности российской промышленности выстоять в жёсткой борьбе с её конкурентами

К авиационной технике нового поколения предъявляются новые, выдвигаемые самой жизнью, единые мировые требования. Новая техника должна обеспечить:

- повышение безопасности полёта – в 5 раз;
- уменьшение эмиссии авиадвигателей – в 3 раза;
- уменьшение шума – в 2 раза;
- снижение эксплуатационных расходов – на 15%-20%.

В конце XX–начале XXI вв. в мире наблюдается значительный рост авиационных перевозок, что в свою очередь ведёт к росту парка самолётов и всё возрастающим энергетическим затратам. Виктор Иванович, в соавторстве с коллегами, в одной из своих статей начала 2000 гг. указывал:

«В последнее десятилетие большое внимание в промышленно развитых странах уделяется разработке транспортных систем, способных обеспечить существенную экономию энергоресурсов. В настоящее время снабжение энергией базируется главным образом на ископаемых энергоносителях – 80%–90% потребности энергии в мире покрывается за счёт добычи и переработки нефти, газа и угля.

Вместе с тем, всё активнее проявляются факторы, направленные на ограничение применения углеводородного топлива ввиду снижения темпов нефтедобычи, роста цен на нефтепродукты, большой нагрузки на окружающую среду.

Поэтому перед разработчиками авиационной техники стоят две задачи:

- В ближайшей перспективе, до 2050 года, – выработка мероприятий по экономии углеводородного топлива в рамках существующих технологий воздушного транспорта.*

- В долгосрочной перспективе, до 2100 года – создание технологий, позволяющих перевести авиацию на альтернативные виды топлива, что потребует изменения как внешних форм ЛА, так и методик обслуживания и эксплуатации воздушных судов».*

И далее:

«Для того, чтобы российской авиапромышленности вернуться на мировой рынок гражданской авиатехники, уже мало предложить изделия, сравнимые по своей экономической эффективности с изделиями конкурентов. Необходимо «прорывное» превосходство. В то же время, предель совершенствования традиционных конструкций самолётов и двигателей уже почти достигнуты.

Дозаправка в воздухе пассажирских самолётов - одно из возможных «прорывных» решений, позволяющая в ближне-срочной перспективе не только получить значительный экономический эффект, обусловленный уменьшением размеров самолётов и расходов топлива при том же объёме выполняемой работы, но и повысить экологические показатели воздушных судов. Кроме того, возможность применения дозаправки в воздухе открывает новые подходы к решению актуальной научной проблемы обеспечения экологически приемлемых показателей сверхзвукового пассажирского самолёта 2-го поколения, экономические параметры которого были бы сравнимы с дозвуковыми самолётами».

5. Перспективы использования СПГ (сжиженного природного газа) в качестве альтернативного вида топлива для транспортных самолётов

Потребность человечества в сверхзвуковых и гиперзвуковых самолётах и других ЛА приводит к необходимости использования новых, более энергоёмких и экологически более чистых, чем авиационный керосин, видов топлива. Новые виды топлива должны также одновременно обеспечить охлаждение теплонапряжённых элементов конструкции, планера, двигателя, оборудования, чего не может выполнить обычное авиационное топливо с его низким хладоресурсом.

В сборнике приводится ряд работ по сравнительной оценке эмиссии загрязняющих веществ при использовании традиционного топлива на транспортных самолётах и альтернативных видов авиационного топлива. Например, «Методы сравнительной оценки процедур взлёта и посадки магистральных самолётов по экологическим показателям» (1), «Исследование применения альтернативных видов газового топлива на транспортных самолётах» (2).



Создатели Ту-330:

Слева-направо: зам. Главного конструктора **Е. А. Алёшин**;
Главный конструктор **В.И. Близнюк**; зам. Главного конструктора,
д.т.н., профессор **В.И. Рулин**

Рассмотрена возможность и перспективность применения СПГ в качестве авиационного топлива. Использование жидкого водорода, вероятно, может планироваться лишь на 2030-2040гг. из-за сложности технологических решений и вопросов безопасности.

В 1990-е гг. В.И. Рулин принимал участие в работе по созданию нового широкофюзеляжного транспортного грузового самолёта Ту-330, занимался его компоновкой и аэродинамикой.

Уже тогда предусматривалась возможность применения в качестве топлива сжиженного газа, что остаётся актуальным и в наши дни. Виктор Иванович говорил:

«Добывать нефть в Сибири становится всё труднее и дороже. В это же самое время на побережье бьют фонтаны природного газа - метана! Его нужно просто собирать и в контейнерах отправлять потребителю!»

На Ямале уже существует завод по получению сжиженного газа.

6. «Прорывное» решение – дозаправка топлива в полёте дальнемагистральных дозвуковых самолётов и сверхзвуковых самолётов 2-го поколения

Исследования В.И. Рулина в соавторстве с его коллегами по проблемам разработки проектов СПС-II (Сверхзвукового пассажирского самолёта второго поколения) показали, что топливной эффективности дальних магистральных самолётов можно добиться путём применения дозаправки топлива в полёте.

В статье «Дальние авиаперевозки с дозаправкой в полёте» учёные ЦАГИ (Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского) Бюшгенс Г.С., Дмитриев В.Г., Павловец Г.А. отметили следующее:

«В работе Деянова и Рулина (3), посвящённой возможности использования дозаправки в воздухе в гражданской авиации, авторы оценивают годовую экономию топлива от внедрения технологии заправки на дальних авиалиниях в 2025 году порядка 80 млн. тонн... Географическое расположение России удобно для отработки эксплуатационных аспектов технологии дальних авиаперевозок с дозаправкой. Над нашей территорией проходит большинство авиатрасс, связывающих Европу и Юго-Восточную Азию, протяжённостью 9000-14000км. Заправочные центры в районе Новосибирска и Норильска делят эти авиатрассы примерно пополам. Оснащённые системой дозаправки, самолёты Ту-204 и перспективный МС-21 были бы на этих авиалиниях вне конкуренции».

Наличие парка самолётов-заправщиков позволит решить экономические и экологические проблемы, задачи большой дальности полёта сверхзвуковых пассажирских самолётов, обеспечить возможность беспосадочного полёта любого магистрального или делового самолёта на неограниченную дальность.

Г.А. Черёмухин отмечал: *«Несмотря на загрузку по самолёту Ту-160, компоновщики общих видов и аэродинамики продолжали работать над усовершенствованием Ту-144 и искали пути его улучшения».*

В статье В.И. Рулина и соавторов (4) «Проблемные вопросы разработки проектов сверхзвукового самолёта» сказано:

«Шансы повышаются, если СПС-II рассматривать как основу глобальной транспортной системы сверхзвуковых перевозок, включающую увеличение запаса топлива путём дозаправки в воздухе».

7. Разработка нетрадиционных схем самолёта сверхбольшой пассажировместимости

Применение интегральных схем является перспективным направлением в области повышения топливной эффективности и улучшения экологических показателей магистральных самолётов. Это перспективное направление включает в себя ряд разработок профессора Рулина В.И. и его коллег. Приведем некоторые из них:

– «Методология предварительного проектирования пассажирских дальнемагистральных самолётов с крылом обратной стреловидности» (5);

– «Экспериментальные исследования модели крыла обратной стреловидности для магистральных самолётов интегральных схем» (6);

– «Применение обдува верхней поверхности крыла реактивной струей двигателей в целях повышения лётных характеристик транспортных самолётов интегральной схемы» (7);

По данным большого количества теоретических и экспериментальных исследований, создание пассажирских самолётов интегральных конструктивных схем типа «летающее крыло» может обеспечить по сравнению с обычным самолётом:

- повышение аэродинамического качества примерно на 30%;
- уменьшение массы самолёта примерно на 20%;
- снижение расхода топлива на 25%.

Отмечается и ряд недостатков, связанных с новизной проекта, малоизученностью конструктивных схем, возможно большим ростом массы самолёта и проблемами с устойчивостью и управляемостью при использовании нетрадиционных схем.

Применение компоновки с консолями обратной стреловидности, по исследованиям ЦАГИ, позволяет с большей уверенностью реализовать преимущества интегральной схемы. Преимущества самолётов, выполненных по интегральной схеме, свидетельствуют о необходимости продолжения исследований данного типа компоновок, в том числе с крылом обратной стреловидности.

8. Разработка новых технологий для повышения топливной эффективности самолётов нового поколения

Большую часть работ Рулина В.И., Волхонского А.Е., Юдина Г.В., касающихся новых технологий (8), составляют статьи, посвящённые применению аддитивных технологий при изготовлении продувочных моделей для испытаний в аэродинамических трубах (АД).

Аддитивные технологии – это технологии послойного синтеза, то есть, когда изготовление детали производится путём последовательного, слой за слоем, наращивания материала, в отличие от традиционного метода вычитания лишнего материала из заготовки.

В статье «Модель вихревой системы для расчёта аэродинамических характеристик (АДХ) толстой несущей поверхности» авторы Юдин Г.В. и Рулин В.И. (9) предложили рассматривать модель вихревой системы, как состоящую из присоединённых, свободных и связанных вихрей, которая может быть применена для любого заданного крыла.

В статье «Исследование гидродинамики биопрототипа для адаптивного изменения поверхности ЛА» (10) на примере гидродинамики дельфина рассмотрены перспективы создания искусственных покрытий, снижающих поверхностное трение. Разработана математическая модель для оценки поглощения пульсационной энергии.

В работах Рулина В.И., Юдина Г.В., Пухова А.Л., Беляковой З.Н., посвящённых технологии комплексного эксперимента в АД трубах по идентификации АДХ несущей поверхности (11), разработан механизм согласования

связей строгих математических правил и физического эксперимента. Показана структура методики идентификации АДХ тонкой несущей поверхности. Три работы выставлялись на Выставке достижений народного хозяйства СССР (ВДНХ СССР) и были отмечены медалями выставки в 1984 г., 1986 г. и 1987 г.

9. Безопасность воздушных судов

Важнейшая тема безопасности воздушных судов отражена в следующих работах:

- «Разработка современной авионики для воздушных судов различного назначения» (12);
- «Боевые комбинированные биотехнические системы» (13);
- «Разработка технологий, обеспечивающих безопасность эксплуатации воздушных судов» (14).

В последней работе отмечается, что в современных условиях требуются абсолютно новые технологии, позволяющие решить задачу обеспечения эффективной эксплуатации отечественной техники на внутреннем рынке РФ.

Одним из путей повышения надёжности ЛТХ воздушных судов и обеспечения их должной надёжности и эксплуатационной технологичности является создание и сертификация миниатюрных микропроцессорных «лётных подсказчиков экипажу». Такие автономные мини-ЭВМ представляют собой имитационные модели, позволяющие проигрывать любые режимы полёта, находить оптимальные характеристики для любой нештатной ситуации, указывать экипажу его действия необходимые для предотвращения катастрофы.

Результаты исследований позволяют получить ряд методов по созданию новых нанотехнологий, обеспечивающих безопасность профиля полёта.

IV. Преподавательская деятельность В.И. Рулина

Склонность к преподавательской деятельности у молодого Рулина проявилась уже в студенческие годы. Он прекрасно знал физику и математику. «Физика – это приключение», - считал американский физик, лауреат Нобелевской премии Дэвид Гросс. Для Виктора Ивановича это приключение продолжалось всю жизнь. Он с увлечением читал лекции по физике и математике в школе рабочей молодёжи, на подготовительных курсах в институт, а затем в МАТИ и филиале МАТИ, расположенном на территории ОКБ А.Н. Туполева.

Виктор Иванович с 1982 года работал в МАТИ, сначала старшим преподавателем, а с 1984 года - доцентом на кафедре «Аэродинамика и конструкция ЛА». Он читал курсы лекций на дневном и вечернем отделениях по предметам: «Аэродинамика самолёта», «Теоретическая и экспериментальная аэродинамика», «Динамика полёта». Им был разработан новый курс лекций «Аэродинамика самолёта».

В 1990-е гг. Виктор Иванович, доктор технических наук, профессор, кроме указанных выше подготовил и читал курсы лекций по следующим

дисциплинам: «Аэрогазодинамика», «Динамика конструкции и аэроупругость», «Аэродинамическое проектирование», «Маркетинг авиационной техники», «ЛТХ и системы управления самолётом» и другие.

Виктор Иванович отмечал, что целью одного из важнейших курсов, а именно аэродинамического проектирования, является *«обучение студентов основным методам проектирования летательных аппаратов в плане обеспечения высоких аэродинамических характеристик. Аэродинамическое проектирование требует в максимальной степени творческого воображения, инициативы в рассуждениях, предположениях, экспериментальных исследованиях при поиске оптимальной концепции проекта. Подходы к задачам аэродинамического проектирования являются достаточно общими и могут быть использованы в других областях техники»*.

Именно эта концепция убедительно отражена во вводной лекции по дисциплине «Аэродинамическое проектирование», которую мы здесь приводим (15).



Виктор Иванович среди студентов МАТИ

При чтении достаточно нового для технического ВУЗа России курса «Основы менеджмента и маркетинга» Виктор Иванович считал целью преподавания этой дисциплины *«обучение студентов наиболее важным теоретическим методам управления в современной сложной обстановке перехода в экономике от административно-командной системы к рынку, когда человек превращается в самостоятельный субъект хозяйственной деятельности. Чтобы справиться с этим беспрецедентным поворотом, необходимо владеть основными теоретическими и практическими навыками менеджмента»*.

Профессор Рулин далее отмечал, что *«в нашей стране маркетинг, как наука, делает только первые шаги, хотя уже появилось много книг»*.

«Маркетинг – это комплексная система организации производства и сбыта продукции, ориентированная на удовлетворение конкретных потребностей и получение прибыли на основе изучения состояния предприятия при помощи маркетинговых программ».

В качестве примера служит выдержка из лекции по дисциплине «Основы менеджмента и маркетинга» - «Особенности маркетинга магистральных транспортных самолётов» (16).

Читая лекции, Виктор Иванович часто сухой лекционный материал перемежал шутками, цитатами, интересными случаями. Так, ссылаясь на Д. Карнеги, А. Блоха, знакомил студентов с законами Мерфи, Скотта, Паркинсона и других, о которых должен знать или хотя бы слышать современный образованный молодой человек. Мы тоже приводим здесь «Заключительные обобщения и практические рекомендации» к лекциям по «Менеджменту», чтобы оживить наше «сугубо научное» повествование.



«Под крылом самолёта».

Виктор Иванович со студентами в лаборатории «Самолёт и его системы»

В рамках необходимой методической работы Виктор Иванович вместе с коллегами разработал методические указания по таким курсам, как «Аэродинамическое проектирование», «Динамика конструкции и аэроупругость», «ЛТХ, Динамика полёта, Системы управления самолёта», «Маркетинг» и другим.

Методические материалы разрабатывались как учебные пособия для самостоятельной работы студентов и предназначались для использования в курсовом проектировании, в проведении лабораторных работ. Методические указания излагались в лёгкой, доступной для студентов манере. Так, например, одна из работ по «Теоретической и экспериментальной

аэродинамике» начиналась словами знаменитого немецкого учёного Лихтенберга (1742–1799):

«Знание – это не всё то, что нам посчастливилось узнать, но только то, что достаточно обдуманно для понимания взаимосвязи и полезного приложения».

V. Подготовка молодых специалистов авиационной промышленности под руководством В.И. Рулина

Работая в стенах МАТИ, в последние годы уже структурно вошедшего в состав МАИ, Виктор Иванович подготовил массу студентов, которые стали инженерами, бакалаврами, магистрами, а также несколько аспирантов, защитивших свои кандидатские диссертации.

Здесь уже упоминалась фамилия Деянова, когда затрагивался вопрос о дозаправке топлива в полёте. Евгений Анатольевич Деянов успешно защитил Диссертацию КТН на тему «Разработка формализованной методики синтеза проектных параметров пассажирских самолётов, использующих дозаправку в полёте с целью повышения топливной эффективности», работает в ПАО «Туполев» и является Главным конструктором одного из самолётов марки ТУ.



Виктор Иванович со своим аспирантом Евгением Деяновым

Виктор Иванович был научным руководителем у О.А. Ховруновой. Ольга Александровна написала и защитила диссертацию КТН на актуальную тему «Методика формирования облика пассажирских самолётов с учётом ограничений по воздействию на окружающую среду». Молодая талантливая женщина успешно работала в одном из банков Москвы. К сожалению, она рано ушла из жизни, но память о ней сохранится в её работах, например, в работе «Метод оценки эмиссии вредных веществ». Среди аспирантов Виктора Ивановича следует отметить М.А. Лицинского,

написавшего диссертацию на интересную тему «Разработка формализованных методов синтеза проектных параметров беспилотных летательных аппаратов (БЛА), использующих для полёта энергию солнечного излучения». В соавторстве с В.И. Рулиным и Ю.В. Давыдовым были написаны следующие работы: «Оценка влияния тактико-технических требований на облик БЛА, использующих солнечную энергию для полёта» (17), «Метод синтеза проектных параметров БЛА, использующих солнечную энергию» (18) и другие.

Под руководством профессора В.И. Рулина написан ряд выпускных квалификационных работ магистров на такие темы, как «Предварительный выбор проектных параметров самолётов интегральных схем с применением CALStехнологий» (А.Ю. Нуждин), «Исследование применения альтернативных видов топлива на транспортных самолётах» (И.Н. Виноградов) и другие.

Были у Виктора Ивановича и иностранные студенты. Это группа из Союза Мьянма, государства в Юго-Восточной Азии. Сложность заключалась в том, что ребята плохо знали русский язык, однако, они справились и выполнили свои выпускные работы. Так Хейн Хтет Аунг написал работу, которая называется: «Диссертация Магистра по направлению «Авиастроение». Тема диссертации - «Выбор основных проектных параметров транспортного самолёта местных авиалиний на основе полу-эмпирических методов формирования компоновки, аэродинамического и весового проектирования».

Другой студент - А. Элхам - под руководством и в соавторстве с профессором В.И. Рулиным написал и опубликовал статью «Определение оптимума удлинения крыла околосвукового пассажирского самолёта» (19).



**Виктор Иванович с внуком
Иваном, выпускником
МАТИ**



В.И. Рулин и Т.Н. Васильева

VI. Творческое сотрудничество на кафедре ТПЛА

Хотелось бы особенно отметить дружественную благожелательную атмосферу, которая присутствовала и поддерживалась на кафедре МАТИ, где Виктор Иванович проработал много лет. Кафедра называлась «Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов». С 1978 по 1986гг. заведующим кафедрой был Алексей Андреевич Туполев, в ОКБ А.Н. Туполева был создан филиал МАТИ, где шла широкая подготовка молодых специалистов для ОКБ и его филиалов. Для работы на кафедре привлекались ведущие специалисты ОКБ. Среди них Сулименков В.В., Пухов А.Л., Рулин В.И., Белоглазов Б.П., Тузов А.Д., Румянцев В.И., Гинко И.Б. и многие другие.

На фотографии показан состав кафедры, возглавляемой Алексеем Андреевичем Туполевым в 1980-е гг.

С 1986 года кафедра стала называться «Автоматизация проектирования летательных аппаратов» (АПЛА). В рамках этой кафедры была организована кафедра «Технологии и системы эксплуатации воздушных судов» (ТЭВС) под руководством профессора, д.т.н. В.Т. Климова.

В организации кафедры приняли участие доцент Белякова З.Н. - зам. зав. кафедры по учебной работе и к.т.н. профессор Юдин Г.В. - зам. зав. кафедры по научной работе.

Зинаида Никитична Белякова участвовала в создании многих «Методических указаний к курсовым и лабораторным работам» по дисциплинам, которые читались на кафедре для студентов дневников и вечерников. Например, Методические указания, где в заголовке, кроме МАТИ и Кафедры «Аэродинамика и конструкция ЛА», указан ещё и Филиал МАТИ при ММЗ (Московский машиностроительный завод) «Опыт», «Экспериментальное исследование аэрогидродинамических характеристик моделей ЛА и его частей в напорной гидротрубе». Авторы: *Белякова З.Н., Пухов А.Л., Рулин В.И., Юдин Г.В.* (20). Награждена серебряной медалью ВДНХ СССР, знаком «Изобретатель СССР». Имеет более 60 научных работ. Ветеран труда.

Геннадий Вячеславович Юдин, к.т.н., профессор - коллега Виктора Ивановича с самых первых дней его преподавания в МАТИ, в соавторстве с которым выпущено более 50 печатных научных трудов. Геннадий Вячеславович опубликовал последнюю работу, написанную вместе с Виктором Ивановичем при жизни. Автор более 170 научных работ, награждён медалями ВДНХ СССР, медалями Туполева, Жуковского, Гагарина, знаком «Изобретатель СССР», трудовой стаж 50 лет, выпустил более 1000 студентов.

Ни одно практическое занятие, ни одна лабораторная работа на кафедре не проходили без участия зав. лабораторией М.И. Канукова. Михаил Измайлович Кануков автор более 20 учебно-методических разработок по Аэрогидромеханике, вёл курсовое и дипломное проектирование. Ветеран труда. Является одним из авторов создания вертикальной гидротрубы для визуализации течений, имеет патенты РФ по способам определения АДХ самолёта, крыла, надкрылка. Активный участник развёртывания прикладных практик в аэропортах «Внуково» и «Шереметьево», инструктор-наставник.



Сверху вниз и слева направо: Н.В. Шлепцов; В.В. Сулименков;
В.И. Рулин; В.М. Ефремов; В.П. Неверов; Ю.Д. Смирнов;
Г.В. Юдин; А.Е. Волхонский; А.И. Усманов; В.З. Китаев;
Б.А. Киселёв; В.М. Колосков; Л.П. Пашкевич; А.А. Туполев;
З.Н. Белякова; С.А. Шумовский; С.Н. Сластихин.

В процесс преподавания Виктор Иванович вовлёл своего друга и коллегу А.И. Ефремова. Александр Иванович был опытным лётчиком, облетевшим нашу страну, и особенно её Север, сначала на военных, а потом на гражданских самолётах. Его богатая лётная практика помогла ему сделать лекции по эксплуатации самолётов увлекательными, наполнив их реальными случаями из жизни лётчика. Интерес представляют Методические указания «Расчёт лётно-технических характеристик (ЛТХ) и взлётно-посадочных характеристик (ВПХ) на основе руководства по эксплуатации».

Борис Павлович Белоглазов, талантливый математик, долгое время возглавлявший ВЦ в ОКБ А.Н. Туполева, написал ряд работ в соавторстве с В.И. Рулиным. Примером может служить Учебное пособие кафедры «Технологии и системы эксплуатации воздушных судов» «Численные методы в задачах аэродинамики».

В 1974 году на кафедру приходит Юрий Дмитриевич Смирнов, специалист по проектированию и конструированию ЛА, референт Генерального конструктора НПО «Машиностроение». Читаются новые курсы для студентов дневного и вечернего отделения, обновляется учебно-методическая литература, лабораторная база кафедры. В то же время, руководители подразделений АНТК им. А.Н. Туполева приходят в МАТИ. Среди них доцент Пухов А.Л., доцент Рулин В.И., доцент Сулименков В.В., доцент Гониодский В.И. и др. Они ставят учебный процесс кафедры максимально приближённым к практике проектирования, конструирования и технологии производства ЛА. Это обеспечивает отрасль и ММЗ «Опыт» первоклассными инженерами, появляется целевое контрактное обучение, кафедру возглавляет профессор А.А. Туполев, Генеральный конструктор ММЗ «Опыт». Выполняется обратная задача по подготовке специалистов. На материалах ОКБ А.Н. Туполева создаются учебники, учебно-методические пособия. Одной из первых таких работ является работа Пухова А.Л., Рулина В.И. и Смирнова Ю.Д. «Особенности проектирования самолётов с крылом изменяемой геометрии».



На кафедре

Много ещё можно сказать о кафедре, которая стала называться ТПЭЛА «Технологии, проектирования и эксплуатации летательных аппаратов», а в составе МАИ - ТПЛА «Технологии и производства летательных аппаратов». Сейчас в профессорско-преподавательский состав кафедры ТПЛА входят опытные преподаватели МАИ: к.т.н., доцент Волхонский А.Е. и ст. преподаватель Бокша Л.В. Александр Евгеньевич и Людмила Васильевна - коллеги Виктора Ивановича - читают лекции по аэродинамике и проектированию ЛА и другим дисциплинам, используя в работе опыт профессора Рулина и следуя лучшим традициям своей кафедры.

В память о Викторе Ивановиче у нас остались тёплые слова его студентов:

«Спасибо огромное!

За знания! За терпение! За вклад в наше будущее!»
Группа 2АВС-2ДМ-332 МАИ.



Защита дипломных проектов на кафедре.

(На снимке можно видеть практически всех сотрудников кафедры).

**Слева-направо: Козлова Т.И., Белякова З.Н., Белоглазов Б.П.,
Васильченко К.К., Кануков М.И., Небусова Н.Г.,
Рулин В.И., Румянцев В.И.**

Ниже представлены вошедшие в Сборник «Творческое и научно-педагогическое наследие д.т.н. профессора В.И. Рулина» наиболее интересные статьи, упомянутые в тексте.

В Сборник также включена статья *Юдина Г.В., Климова В.Т., Красовской С.И.* с «Посвящением Памяти В.И. Рулина (1936–2017гг.) доктора технических наук, профессора МАТИ и МАИ, заместителя Главного конструктора ОКБ А.Н. Туполева». Данная работа (21) издана в «Сборнике Избранных научных трудов МАИ» по материалам XIX Международной научно-практической конференции «Управление качеством» 12–13 марта 2020 года.

И ещё приводим одну работу 70-х гг. прошлого века, часто лежавшую на столе наших уважаемых конструкторов в период работы над созданием самолёта Ту-160, который в те времена порой сравнивали с американским бомбардировщиком такого же класса.

Обзор «Обоснование концепции и выбор схемы бомбардировщика В-1» (по материалам иностранных источников до февраля 1976 года) был выпущен в бригаде компоновки группой В.И. Шубина, занимавшейся иностранной информацией. С глубоким волнением посвящаем эту работу (22) выдающемуся авиаконструктору Валентину Ивановичу Близнюку и его соратнику Виктору Ивановичу Рулину. В Сборнике представлены выдержки из данного обзора.

В Сборнике «Творческое и научно-педагогическое наследие д.т.н. профессора В.И. Рулина» авторы старались представить широкий круг актуальных проблем, над которыми работал В.И. Рулин и которые освещал в своих научных трудах. Надеемся, что наша работа вызовет некоторый интерес у друзей, коллег, соратников Виктора Ивановича и его студентов.



Профессор МАИ, 2017 год

Виктор Иванович Рулин
в воспоминаниях
друзей и коллег



Школьные годы

**Воспоминания Терентьева В.Г., кандидата
технических наук, ведущего инженера ОКБ
А.Н. Туполева**

Школьные годы – беззаботные счастливые. Особенно в послевоенные годы такими они казались детям, выжившим в суровые годы войны. В посёлке* с его стратегическим объектом – питьевой водой для большого города – неоднократно звучали сигналы воздушной тревоги.

Но школа работала, дети жили и учились. Двухэтажная школа № 664 имела большую территорию для проведения школьных мероприятий, занятий уроками физкультуры на свежем воздухе. Территория школы располагалась на месте сегодняшнего детского сада рядом с церковью. Её тогда не было, было только здание поселкового совета, сохранившееся до сих пор. Здание школы небольшое, коридоры не очень широкие. Поскольку дети, в основном, были из посёлка, то на переменах между занятиями ученики постоянно общались друг с другом. Жили, в основном, в коммунальных квартирах, плотность заселения разными семьями была высокой, так что дети одного дома хорошо знали друг друга, и к этому ещё имели контакты в школе. Так зарождалась и крепла дружба ребятами.

Школе повезло – в ней работали достойные учителя, некоторые прошли фронт. Ученики, увлекающиеся учебой, проявившие способности в освоении школьных наук, получали награды в конце обучения. Их имена украшали доску почёта школы № 664.

Помимо времени, отдаваемого учебному процессу, не забывали о так называемом свободном времени. Рядом был лес, зимой заливали каток, так что было, где дать волю буйной мальчишечьей энергии. Этому способствовала неуёмная энергия главного физкультурника станции Моисеева И.Ф. Благодаря ему в посёлке были секции лёгкой атлетики, лыжная, футбольная. Летом очень популярными были соревнования по футболу между домами. Встречи проходили на опушке леса рядом с железной дорогой, на так называемом стадионе «Красный лапоть». От дома № 2 по улице Главной играли Рулин, Бондарев, Жалинский, Вавилов и другие. Школьные годы заложили много хорошего в судьбы сверстников. Дружба многих из них продолжалась многие последующие годы.

Терентьев В.Г., кандидат технических наук,
ведущий инженер ОКБ А.Н. Туполева

**Ныне это район Восточный ВАО города Москвы. Бывший рабочий посёлок создавался для обслуживания введенной в эксплуатацию в 1937 году Сталинской водопроводной станции. В 1961 году станция была переименована в Восточную водопроводную станцию. В настоящее время Восточная водопроводная станция относится к системе АО «Мосводоканал» и остается одной из четырех водопроводных станций, снабжающих столицу питьевой водой.*

Воспоминания

Репнёв В.С.,

ведущего инженера ОКБ А.Н. Туполева

С Виктором Ивановичем я познакомился, когда он был для меня просто Витей. Он был на два года старше, но выглядел в силу своей солидности еще взрослее. По имени-отчеству к нему обращался тогда, как, кстати, и к другим сотрудникам, только начальник бригады, что нас конечно подкупало, хотя его самого трудно было назвать пенсионером. На тот момент, когда я пришёл в ОКБ на преддипломную практику (сентябрь 1961 года) начальнику самому исполнилось 32 года.



Бригада была очень молодой и с точки зрения возраста её сотрудников и с точки зрения её создания. Но она быстро пополнялась, и вскоре в ней сформировалась ядро трёх активных Валерок: Репнёв, Стрельцов, Щербаков, не чуждых творчества и фантазии. Мы стали поздравлять сослуживцев с днём рождения, с повышениями, с праздниками, с приятными событиями в личной жизни.

Как правило, мы готовили небольшие сценки, в которых поднимали вопросы нашего производственного бытия. Публике наши выступления очень нравились, ведь они были одобрены юмором и недвусмысленными намёками. По существу, наш актив стал слабой копией тех самостоятельных коллективов, которые функционировали во время нашей учёбы на разных факультетах МАИ (из них я помню «Вертолёт» и «Телевизор»). Этот расцвет студенческого творчества стал следствием той оттепели, которая началась в нашей стране в 1956 году после речи Хрущева на XX съезде партии о культе личности Сталина. Именно эти самостоятельные коллективы развились потом в КВН.

Но время шло. Тематика бригады расширялась, а мы всё глубже погружались в порученную нам работу. В результате сложно постановочные поздравления поневоле сошли на нет, но оставались ещё стихи. Стихи были в духе Гафта, с некоторой подковыркой, иронией над человеком. Порывшись в архивах, я нашёл только один стих, относящийся к Виктору Ивановичу. И сразу вспомнил, что после распада актива бригады Рулин как бы ушёл в себя. Это не были связанные между собой события, скорее совпадающие. Просто Виктор Иванович взялся за ум и вплотную занялся наукой. Но об этом я догадался, когда Рулин защитился, и стало известно, что он уходит от нас в МАТИ на преподавательскую работу. А мой короткий стих стал своего рода добрым напутствием будущему светилу науки.

Ученье – свет, и каждый педагог
В какой-то мере есть светило.
Но всё ж не будь к студентам строг,
От лекций и тебя мутило.

Репнёв Валерий Сергеевич,
ведущий инженер ОКБ А.Н. Туполева

Воспоминания
Канукова М.И., зав. лабораторией
«Аэродинамики и гидравлики»
«МАТИ»

Первое знакомство с Виктором Ивановичем можно отнести к середине 1960 годов. С 1965 года я работал в цехе 19, который специализировался на изготовлении продувочных моделей для ЦАГИ. Встречал Виктора Ивановича, когда он приходил в цех для консультаций по вопросу изготовления моделей. Перейдя на работу в КБ в аэродинамическую лабораторию, часто общался с Виктором Ивановичем при обсуждении результатов продувки моделей. В то время шла работа над самолётом Ту142, а позднее над Ту160. Я несколько раз присутствовал на бригадных «посиделках» и слушал стихи, написанные Виктором Ивановичем по случаю юбилеев сотрудников и других торжественных дат.

Ещё хочется вспомнить Виктора Ивановича, как спортивного человека, прекрасно ходившего на лыжах и неплохо игравшего в волейбол. Наиболее плотно стали общаться после нашего перехода на работу в МАТИ на кафедру ТПЛА. До этого времени Виктор Иванович уже имел опыт работы на кафедре по совместительству. Виктор Иванович вёл курс лекций по Аэродинамике, Динамике полёта, Аэродинамике самолёта и другим. Я, будучи зав. лабораторией «Аэродинамики и гидравлики», проводил по этим курсам лабораторные работы. На первых порах, не имея опыта, часто обращался за консультацией к Виктору Ивановичу, от него, в частности, научился объяснять студентам «на пальцах» некоторые явления в аэродинамике. Всегда удивлялся умению Виктора Ивановича подавать материал в зависимости от подготовки аудитории, даже, как он выражался, на уровне «кормящих матерей».

За время работы в институте я принимал участие вместе с Виктором Ивановичем и другими сотрудниками кафедры в выполнении нескольких научных работ, в том числе, по исследованию обтекания крыла обратной стреловидности. Обладая непростым характером, Виктор Иванович достаточно строго относился к студентам, но это компенсировалось обширными знаниями, получаемыми от общения с ним. Все работы, выполняемые студентами под его руководством, начиная от курсовых работ и заканчивая кандидатскими диссертациями, имели высокое качество и успешно защищались.

В моей памяти Виктор Иванович Рулин останется, как человек, обладавший теоретическими и обширными практическими знаниями, фанат отечественной авиации и, в тоже время, романтик!

М.И. Кануков, зав. лабораторией
«Аэродинамики и гидравлики»
«МАТИ»

Воспоминания

Волхонского А.Е., доцента, к.т.н. кафедры «Технология и производство летательных аппаратов» МАИ

С Рулиным Виктором Ивановичем я познакомился где-то в 1978 году, когда кафедрой «Аэродинамика и конструкция летательных аппаратов» МАТИ им. К.Э. Циолковского стал руководить генеральный конструктор ММЗ «Опыт» (сейчас ПАО «Туполев»), а в просторечии «Туполевским КБ», Алексей Андреевич Туполев. Виктор Иванович был в числе ведущих специалистов КБ, которых Алексей



Андреевич привлёк для усиления преподавательского состава кафедры. В их числе на кафедре в разное время преподавали три поколения руководителей подразделения «Прочность»: Сулименков Вячеслав Васильевич, Гинко Игорь Борисович, Шунаев Валерий Павлович, начальник бригады компоновки общих видов Пухов Александр Леонидович, аэродинамики Рулин Виктор Иванович и Кощев Анатолий Борисович, начальник отдела систем управления Гониодский Виталий Иосифович, будущий профессор нашей кафедры Белоглазов Борис Павлович и многие другие. Все они уже были высококлассными специалистами – кандидатами и будущими докторами наук. Между руководством ОКБ и МАТИ установились замечательные отношения. Были отремонтированы помещения кафедры, аэродинамические трубы, появилось большое количество пособий по различным дисциплинам, читаемым кафедрой. В лаборатории кафедры была установлена вертикальная гидротруба, одна из трёх, имеющихся в то время в СССР. Лекции, которые читались для студентов стали более увлекательными, насыщенными практическими примерами из практики работы этих людей.

Все кафедральные преподаватели с глубоким уважением относились к специалистам ОКБ, которые стали у нас работать совместителями. Их опыт и практика были бесценны для подготовки будущих специалистов авиационной промышленности, у них было чему поучиться. В то время я был ещё совсем «зелёным» специалистом, даже не работал преподавателем, поэтому стал посещать лекции, которые они читали. В основном интересовала конструкция, проектирование и расчёт на прочность ЛА. Спустя годы жалею, что не ходил тогда на лекции к Виктору Ивановичу, так как в будущем пришлось преподавать и аэродинамику, и аэродинамическое проектирование самолёта, а также динамику полёта, – дисциплины, которые он поставил на кафедре и читал их до конца своей жизни. К чтению лекций Виктор Иванович относился ответственно, приводил много примеров из своей практики. Будучи уже штатным профессором нашей кафедры, рассказывал, как ему приходилось работать и в комиссиях по расследованию лётных происшествий, и о работе на полигонах, где испытывали новую технику. Тем более что нам всё это было очень интересно и полезно. Многие его примеры сам приводил потом на своих лекциях. Как правило, Виктор Иванович давал студентам тематику

курсовых и дипломных работ по проектированию, связанную с пассажирской авиацией. Много работ под его руководством выполнялось в последние годы над проектами, где прототипом являлся самолёт Ту-330. Понятно, что этот проект был близок Виктору Ивановичу, так как он пришёл к нам на работу с должности заместителя главного конструктора этого самолёта в ПАО «Туполев».

Виктор Иванович вел большую научно-исследовательскую работу на кафедре, участвовал и руководил госбюджетными и хоздоговорными работами. Интерес к исследованиям у него сохранился на долгие годы. Я читал его статьи по исследованию механизации крыла самолёта ещё в 80-е годы, которые он публиковал в журнале «Авиационная техника» (КАИ). Большое число изобретений он сделал на работе в ОКБ по различной тематике. Хорошо зная немецкий язык, он выполнял технические переводы статей по аэродинамике и проектированию самолётов. У меня сохранился один такой его перевод, который мне удалось в свое время получить в технической библиотеке ОКБ.

Все годы работы на кафедре, Виктор Иванович участвовал в работе Государственной Экзаменационной Комиссии: членом и председателем. Помню его живой интерес, ценные замечания и яркие выступления на защитах дипломных проектов студентов нашей кафедры.

В 2015 году произошло объединение МАТИ им. К.Э. Циолковского и МАИ им. С. Орджоникидзе. Теперь мы один вуз – Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) и очень жаль, что с нами нет такого замечательного человека как Виктор Иванович.

Волхонский Александр Евгеньевич,
доцент, кандидат технических наук
кафедры «Технология производства
летательных аппаратов» МАИ

Мне ты друг

Юдин Г.В., профессор кафедры «Технология проектирования и эксплуатации ЛА» МАТИ имени К.Э. Циолковского
*«Дружба – это одна душа,
живущая в двух телах»
(Аристотель)*



Наша дружба с Виктором Ивановичем Рулиным, моим старшим другом, началась 45 лет назад.

Мы встретились в МАТИ на кафедре «Аэродинамика и конструкция ЛА» (зав. кафедрой - профессор Карагодин В.М.; зам. зав. кафедрой - профессор Фабрикант Н.Я.).

Виктор Иванович работал на ММЗ «Опыт», а я вернулся в МАТИ со службы в армии.

Мы встретились, чтобы не разлучаться, и прошли большой отрезок жизни вместе.

В середине 70-х годов Рулин В.И. стал кандидатом технических наук, продвинулся по службе; я поступил в аспирантуру и продолжил работу на кафедре.

В это время нас вдохновляла всякая аэродинамика: и теоретическая, и экспериментальная, и практическая, и прикладная. Нам доставляло удовольствие покупать новые книги П. Чжена по отрывным течениям или аэродинамические книги Н.Ф. Краснова; писать депонированные рукописи объёмом в пять страниц для ВИМИ. Всё издавалось через МАТИ, материала для своих статей было много, а объём статей принимался очень ограниченным. Мы поддерживали друг друга и просто жили профессией.

С Виктором Ивановичем мы прошли время «Туполевской кафедры» в МАТИ, «Туполевского филиала» на ММЗ «Опыт». Это было время собирания новой кафедры: по своему составу, по стратегии обучения студентов, по учебно-методической и научной работе, искренней по своему духу, доброжелательной, знающей, большой (более 50-ти человек: преподавателей, совместителей, сотрудников, аспирантов).

Кафедра под руководством академика АН СССР Туполева А.А. пользовалась в МАТИ большим авторитетом. Это относилось к любому сотруднику кафедры. Между ММЗ «Опыт» и МАТИ были налаженные деловые связи, прежде всего, это касалось хозяйственных работ по науке; подготовки сотрудников ММЗ «Опыт» к поступлению в МАТИ на вечернее отделение; обучения «очников» кафедры по договорам о сотрудничестве. Это был для нас с Виктором Ивановичем «первый взлёт»: мы участвовали с научными докладами везде, где только могли: и в Уфе, и в Ташкенте, и в Казани, в Ленинграде, в Новосибирске, с экспонатами на ВДНХ СССР.

Виктор Иванович стал доктором технических наук, заместителем Главного конструктора по Ту-160. Как старший друг, он познакомил меня с кафедрой аэродинамики в Казани, с рядом профессоров в ЦАГИ, НИИАТ, авиационных ОКБ и научных центров.

Мы старались генерировать научную и кафедральную жизнь. Нравилось всё. Просьба заменить на лекциях друг друга не вызывала вопроса.

Надо – значит надо, это святое. Наше взаимное уважение было во всём – и в том, как мы общались друг с другом, и в том, как мы не находили себе места после «лёгкого недопонимания», и как душой «отходили» вместе, как нам казалось, от обид.

Романтик в душе, Виктор Иванович посвятил себя авиации, аэродинамике и студентам.

Дело Виктора Ивановича Рулина будет продолжаться его учениками, внуками и друзьями.

Юдин Геннадий Вячеславович,
профессор кафедры
«Технология проектирования и эксплуатации ЛА»
МАТИ имени К.Э. Циолковского



Моё знакомство с Виктором Ивановичем Рулиным произошло в 1960 году, когда я поступила на работу на фирму А.Н. Туполева и была направлена в бригаду Валентина Алексеевича Ковалевского, занимающегося испытаниями беспилотных объектов. Валентин Алексеевич был выдающимся специалистом. Когда он отсутствовал, его замещал Виктор Иванович Рулин.

Он выделялся среди инженеров своей способностью, спокойствием и добрым отношением к сотрудникам бригады. Проработав некоторое время в бригаде, мне удалось провести исследование, после которого начальник подразделения Черемухин Георгий Алексеевич предложил мне перейти работать под его начало - в это время разворачивались работы по проектированию сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144. Виктор Иванович Рулин вскоре начал работать по проектированию самолета Ту-160, выполнил научную работу, защитил диссертацию, стал кандидатом технических наук, потом защитил докторскую диссертацию, стал работать в МАТИ, читая лекции по различным областям аэродинамики самолета. В эти годы наши пути разошлись, но теплые воспоминания от встреч с таким умным знающим человеком остались в памяти.

Рафаэлянец Арсик Арамовна,
начальник бригады подразделения
Аэродинамики ОКБ А.Н. Туполева

В память о Рулине Викторе Ивановиче
Главный конструктор ОКБ А.Н. Туполева
Деянов Е.А.



С Виктором Ивановичем я познакомился в 2002 году под крылом самолёта МиГ-23 кафедры «Технологии проектирования летательных аппаратов» «Московского авиационного технологического института им. К.Э. Циолковского». Я, как и все мои однокурсники, в это время подошёл к одному из самых важных предметов будущих авиационных инженеров: аэродинамике летательных аппаратов.

С первых лекций Виктор Иванович был строг и требователен. «Внимание» и ещё раз «Внимание» было его каждодневным посылом к нам. Мы слушали и вникали.

Сказать, что это была сложная наука – ничего не сказать! Вместе с тем, та подача материала, те объяснения законов и принципов взаимодействия летательного аппарата с атмосферой, которые нам предлагал Виктор Иванович, были настолько интересны, что на его лекции никто не опаздывал. Отчасти это связано с тем, что при всей своей видимой строгости Виктор Иванович был человеком открытым, с прекрасным и тонким чувством юмора. Он часто сдабривал лекционную речь интересной историей из своей профессиональной жизни. Мы смеялись, и он смеялся вместе с нами. Именно таким, дружелюбным и улыбающимся мы все его запомнили.

Мне повезло больше, спустя некоторое время Виктор Иванович стал моим научным руководителем. С первых минут общения с ним в новом качестве, передо мной открылся другой человек – не преподаватель, а учёный!

Процесс обсуждения с ним конкретной темы моей диссертационной работы был настолько увлекателен, что мы посвятили этому ни одну неделю. Виктор Иванович с блеском в глазах предлагал всё новые и новые варианты, всё новые и новые направления, подходы к решению, казалось бы, невыполнимых задач. И мы выбрали тему интересную обоим.

Три года работы над темой пролетели, как мгновение. В тоже время, это был очень нагруженный период: каждодневное изучение материала, работа до поздней ночи, постоянный поиск нужных книг. Даже выходные дни были посвящены науке: по субботам я ездил к Виктору Ивановичу домой, и мы работали, много и напряжённо.

Наконец пришло время защиты. И она, благодаря Виктору Ивановичу, его тщательности в моей подготовке и вниманию к деталям, прошла превосходно. Вспоминаю этот день с улыбкой на лице и благодарностью в сердце.

В заключение хотел бы сказать, что тот объём теоретической подготовки, который мне дал Виктор Иванович, не заменит ни один институт и ни одна книга. Он настоящий профессионал своего дела!

*С благодарностью и уважением, ученик Виктора Ивановича Рулина,
Главный конструктор самолётов Ту-95МС и Ту-142М.*

Евгений Анатольевич Деянов.



Воспоминания
Шлепцова Н.В., доцента кафедры
«Автоматизированное проектирование ЛА»
МАТИ им. К.Э. Циолковского

Рулин Виктор Иванович – профессор, доктор технических наук, аэродинамик, «Туполевец», Учитель, «Дедушка» (так звали студенты). Это все об одном человеке, которого я знал более тридцати лет.

Это был очень требовательный, иногда даже излишне (как казалось) вездливый, весьма критичный, но абсолютно надёжный человек.

Отличная подготовка и многолетний практический опыт работы по самым сложным и передовым машинам ОКБ «Ту» позволили Виктору Ивановичу стать прекрасным руководителем аэромеханического направления на кафедре «Автоматизированного проектирования ЛА» МАТИ им. К.Э. Циолковского. Разработанные профессором Рулиным учебно-методические комплексы (лекционные курсы, практические занятия и лабораторный практикум, курсовое проектирование и расчётно-графические работы) «Аэродинамика самолёта», «Динамика полёта самолёта», «Аэродинамическое проектирование» и ряд других позволили обеспечить высококачественную современную аэромеханическую подготовку не одному выпуску студентов кафедры и не одному аспиранту.

Занятия со студентами Виктор Иванович проводил с полной самоотдачей. Лекции – заслушаешься. Просто о сложном, интересно о тривиальном, простейшая лабораторная как интереснейшая исследовательская работа. С ним легко работалось над самыми непростыми задачами. Многоплановость, системность, разносторонняя оценка отличали любую его работу. С ним можно было не соглашаться, но его позиция всегда была серьёзно обоснована. Прекрасное знание теории и огромный экспериментальный опыт давали ему возможность создавать его знаменитые полуэмпирические методы расчёта, позволявшие быстро получать достоверные результаты, но периодически серьёзно напрягавшие студентов.

Достойный уровень подготовки выпускников кафедры во многом обязан именно профессору Виктору Ивановичу Рулину.

Доцент кафедры
«Автоматизированное проектирование ЛА»
МАТИ им. К.Э. Циолковского
Шлепцов Н.В.

Воспоминания

**Бокши Л.В., старшего преподавателя кафедры
ТПЛА**



С профессором, доктором технических наук, Виктором Ивановичем Рулиным я познакомилась на кафедре Технологии производства летательных аппаратов Российского Государственного Технологического университета им. К.Э. Циолковского – (МАТИ).

Профессор Рулин В. И. стал моим профессиональным наставником.

Разработанные профессором Рулиным В.И. учебно-методические комплексы обладают творческим взаимодействием теории и практики. Его работы (лекционные курсы, практические занятия и лабораторный практикум, курсовое проектирование и расчётно-графические работы) используются студентами и сотрудниками в профессиональной деятельности.

Лекции профессора Рулина В.И. способствовали развитию у студентов стойкого интереса к авиационной технике. На своих занятиях он старался заложить у слушателей стремление к более глубокому её изучению и желание получать более детальные сведения.

Одна из задач профессора заключалась в том, чтобы помочь молодёжи развивать свои творческие начала и инициативы, желание задавать вопросы, узнавать новое. Его научные интересы были разнообразны.

Виктор Иванович был немногословный, всегда вежливый и очень простой в общении с коллегами и студентами. Обладал качествами настоящего специалиста. Виктор Иванович проявлял особое трудолюбие и скромность. За всем этим чувствовалась уверенность в себе и достоинство.

Ст. преподаватель кафедры ТПЛА
Бокша Л.В.



Кем для меня стал Виктор Иванович Рулин?

При первом упоминании этого имени я сразу начинаю улыбаться, как много весёлого и хорошего всплывает перед глазами. На первый взгляд это обычная история простого человека, но её можно разобрать до малейших деталей. Каким он запомнился именно мне? Из детства я помню серьёзного ворчащего физика, настоящего профессора, с огромной кипой чертежей на столе и раскалённой настольной лампой, разбросанные горы научных партитур.

Истёртые карандаши и линейки, словно ждавшие своей очереди, прикосновения твёрдой руки Виктора Ивановича, чтобы оставить свои следы в истории на широких полотнах чертёжной бумаги. Но это всего лишь было детское восприятие.

Шли годы, и я всё больше и больше узнавал Виктора Ивановича. Мы чаще виделись и становились всё роднее, вскоре при наших встречах для меня открылся совсем другой человек - умнейший, остроумный, обладающий тонким чувством юмора, тактичный, спортивный, сильный, занимающийся большим теннисом и имеющий позитивное мышление. В профессиональной сфере он пользовался огромным уважением среди коллег.

Наше тесное общение подвигло меня на невозможное. Один из важнейших шагов, тогда ещё подростка я сделал при поддержке Рулина Виктора Ивановича – это поступление в авиационный университет. Качественная подготовка и постоянный контроль безалаберного студента привели к успешной защите дипломного проекта.

Д. Шлемин,
выпускник МАТИ,
внук В.И. Рулина

Сборник

*Творческое
и научно-педагогическое наследие
доктора технических наук,
профессора В.И. Рулина*

Работы, вошедшие в настоящий сборник

- 1. Рулин В.И., Давыдов Ю.В., Юдин Г.В., Волхонский А.Е. и др.** *«Методы сравнительной оценки процедур взлёта и посадки магистральных самолётов по экологическим показателям»*. Praha, Sciences of Europe, № 41-2019 vol.1, 2019, с. 61–67..... 47
- 2. Волхонский А.Е., Рулин В.И., Юдин Г.В.** *«Исследование применения альтернативных видов газового топлива на транспортных самолётах»*. М.: Авиакосмическая техника и технология, № 1; 2-2016, с.30–36..... 57
- 3. Деянов Е.А., Рулин В.И., Юдин Г.В.** *«Оценка топливной эффективности применения дозаправки в полёте дальних транспортных самолётов»*. М., Авиа-космическая техника и технология, № 1-2007, с. 39–43 67
- 4. Давыдов Ю.В., Лищинский М.А., Рулин В.И., Юдин Г.В.** *«Проблемные вопросы разработки проектов сверхзвукового пассажирского самолёта»*. М., Авиакосмическая техника и технология, № 3-2012, с. 23–31..... 76
- 5. Рулин В.И., Юдин Г.В., Лищинский М.А., Волхонский А.Е.** *«Методология предварительного проектирования пассажирских дальнемагистральных самолётов с крылом обратной стреловидности»*. М., Авиакосмическая техника и технология, № 1; 2-2016, с. 62–68..... 90
- 6. Рулин В.И., Давыдов Ю.В., Лищинский М.А.** *«Экспериментальные исследования модели крыла обратной стреловидности для магистральных самолётов интегральных схем»*. М., Авиационная промышленность, № 2-2012, с. 10–12..... 102
- 7. Лищинский М.А., Рулин В.И., Стрельцов М.А., Юткина Л.С.** *«Применение обдува верхней поверхности крыла реактивной струёй двигателей в целях повышения лётных характеристик транспортных самолётов интегральной схемы»*. Труды Всероссийской НТК «Новые материалы и технологии» - НМТ-2010, М., МАТИ, с. 59–60..... 107
- 8. Волхонский А.Е., Дудков К.В., Рулин В.И., Юдин Г.В. и др.** *«Применение аддитивных технологий при изготовлении продувочных моделей для испытаний в аэродинамических трубах»*. М., Авиакосмическая техника и технология. № 1; 2-2016, с. 51–56. 108
- 9. Юдин Г.В., Рулин В.И.** *«Модель вихревой системы для расчёта АДХ толстой несущей поверхности»*. Труды Всероссийской НТК «Новые материалы и технологии» - НМТ-2004. М., «МАТИ»-РГТУ им. К.Э. Циолковского, с.77–78 118
- 10. Рулин В.И., Юдин Г.В. и др.** *«Исследование гидродинамики биопрототипа для адаптивного изменения поверхности летательного аппарата»*. М., Авиационная промышленность. № 4-2013, с. 7–11..... 120
- 11. Рулин В.И., Юдин Г.В.** *«Технология комплексного эксперимента по идентификации АДХ несущей поверхности»*. Труды Всероссийской НТК. Новые материалы и технологии. НМТ-2006, М., МАТИ, с. 80–81. ... 128

- 12. Гаврилов К.А., Косогин С.С., Рулин В.И., Юдин Г.В.** *«Разработка современной авионики для воздушных судов различного назначения».* Труды Всероссийской НТК - «Новые материалы и технологии». НМТ-2010, М., МАТИ, с. 46.130
- 13. Шлемин Д.Н., Карев Д.А., Рулин В.И., Юдин Г.В.** *«Боевые комбинированные биотехнические системы».* Труды Всероссийской НТК «Новые материалы и технологии» - НМТ-2008, М., МАТИ, с. 100–101.131
- 14. Шлемин Д.Н., Косогин С.С., Рулин В.И., Юдин Г.В.** *«Разработка технологий, обеспечивающих безопасность эксплуатации воздушных судов».* Труды Всероссийской НТК - «Новые материалы и технологии». НМТ-2008, М., МАТИ, с. 102-103.132
- 15. Рулин В.И.** Курс лекций. - «Аэродинамическое проектирование». Вступительная лекция.133
- 16. Рулин В.И.** Конспект лекций. *«Маркетинг авиационной техники».* 2013 г.144
Глава 4. Общие положения маркетинга.
Глава 5. Особенности маркетинга магистральных транспортных самолётов.
Глава 7. Заключительные обобщения и практические рекомендации.
- 17. Рулин В.И., Давыдов Ю.В., Лищинский М.А., Нефёдов Л.В.** *«Оценка влияния тактико-технических требований на облик беспилотных летательных аппаратов, использующих солнечную энергию для полёта».* М., Авиационная промышленность. № 1-2016, с. 25–28.153
- 18. Рулин В.И., Давыдов Ю.В., Лищинский М.А.** *«Метод синтеза проектных параметров беспилотных летательных аппаратов, использующих солнечную энергию».* М., Авиационная промышленность № 3-2014, с. 13–16.159
- 19. Элхам А., Рулин В.И.** *«Определение оптимума удлинения крыла для околозвукового пассажирского самолёта».* М., Авиационная промышленность № 1-2010, с. 20–24.164
- 20. Белякова З.Н., Пухов А.Л., Рулин В.И., Юдин Г.В.** *«Экспериментальное исследование аэродинамических характеристик моделей летательного аппарата и его частей в напорной гидротрубе».* М. МАТИ, 1986 г.172
- 21. Юдин Г.В., Климов В.Т., Красовская С.И.** *«Разработка системной методологии комплексирования вычислительного и физического экспериментов в единую функциональную систему испытаний в задаче обеспечения качества летательного аппарата».* М. МАИ, Избранные научные труды. XIX Международная научно-практическая конференция «УПРАВЛЕНИЕ КАЧЕСТВОМ», 12–13 марта 2020 г.219
- 22. Пухов А.Л., Шубин В.И., Васильева Т.Н.** *«Обоснование концепции и выбор схемы бомбардировщика В-1 (по материалам иностранных источников до февраля 1976г.)».* - ОКБ А.Н. Туполева, 1976 г.223

МЕТОДЫ СРАВНИТЕЛЬНОЙ ОЦЕНКИ ПРОЦЕДУР ВЗЛЁТА И ПОСАДКИ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЁТОВ ПО ЭКОЛОГИЧЕСКИМ ПОКАЗАТЕЛЯМ

Рулин В.И. - д.т.н., профессор, МАИ (НИУ) г. Москва,
Давыдов Ю.В. - к.т.н., нач. отдела, с.н.с., ПАО «Туполев», г. Москва,
Юдин Г.В. - к.т.н., профессор, зав. отд. ГБПОУМО
«Красногорский колледж» г. Красногорск, Московская область,
Волхонский А.Е. - к.т.н., доцент, МАИ (НИУ) г. Москва,
Горбатов И.А. - ген. директор ООО РиверСкрин,
МИСИ им. В.В. Куйбышева, г. Москва,
Рыжова Е.В. - преподаватель спец. дисциплин, эколог, ГБПОУ МО
«Красногорский колледж» г. Красногорск, Московская область,
Красовская С.В. - к.ф.н., доцент, ФГБОУ ВО ПГУ, г. Пятигорск

Аннотация. Рассмотрены основные факторы воздействия самолётов на окружающую среду - эмиссия вредных веществ и шум на местности, а также алгоритмы их количественной идентификации. Предложены формализованные методы оперативной оценки экологических показателей на предварительных этапах проектирования.

Ключевые слова. Эмиссия вредных веществ, шум на местности, алгоритмы идентификации, циклы ИСАО, взлёт, посадка.

Воздействие самолётов на окружающую среду в ближайшем будущем может стать решающим фактором развития гражданской авиации.

Согласно показателям [1], наметившийся прирост пассажиропотоков 5-7% с большой вероятностью будет характерен и для первой половины нового столетия, что означает практическое удвоение парка магистральных самолётов по сравнению с нынешним уровнем. Соответственно возрастает нагрузка на окружающую среду, где в первую очередь рассматриваются следующие факторы:

- выброс в атмосферу загрязняющих веществ (эмиссия);
- уровень шума на местности.

Вредные выбросы (эмиссия). Кроме двуокиси углерода CO_2 в камере сгорания образуется 4 основных компонента выбросов: дым и окислы азота (NO_x) в режимах высокой мощности, несгоревшие углеводороды (СН) и окись углерода (СО) в режимах низкой мощности [2]. Несмотря на то, что на долю авиации приходится всего около 2% вредных выбросов (вклад автотранспорта, например, составляет примерно 60%). Международной организацией гражданской авиации (ИСАО) установлены предельно допустимые нормы эмиссии по компонентам СО, СН, NO_x ($\frac{\text{г}}{\text{кг}}$), а также по дымлению (дымовое число SAE [2]), которые определяются в так называемом цикле ИСАО (Прил. 16. т. II), приведённом в табл. 1 [3].

Особо следует остановиться на выбросах CO₂, которые до настоящего времени не нормировались. Как известно, увеличение CO₂ в атмосфере способствует парниковому эффекту [4]. Поэтому в начале 90-х гг. был разработан Киотский протокол, обязывающий принять меры к поэтапному уменьшению эмиссии «парниковых» веществ. Ряд промышленно развитых стран (в их числе США и других) отказались присоединиться к этому процессу. Однако в прошедший период состоялся ряд международных консультаций, практически всеми было признано: если не ограничить выбросы в атмосферу CO₂ и других «парниковых газов», то средняя температура на земле может возрасти в течение нескольких десятилетий на 2-5°C, что вызовет катастрофические последствия.

Цикл для определения эмиссии.

Таблица 1

№	Этап полёта	Мощность двигателя	Время (мин.)
1	Взлёт	100%	0,7
2	Начальный набор высоты	85%	2,2
3	Заход на посадку	30%	4,0
4	Малый газ	7%	26,0

Согласно оценкам [1] в 2020 году примерно 65% всех энергетических потребностей США будет обеспечено углём, при этом половина всей добываемой в 2020 году нефти будет направлено на нужды авиации, что увеличит загрязнение окружающей среды отработавшими газами. Специалисты утверждают, что ситуация может быть кардинально улучшена, если использовать в качестве топлива сжиженный природный газ - очищенный метан (СПГ) [12, 13], позволяющий в несколько раз снизить массу продуктов сгорания, создающих «парниковый эффект». Выявленные запасы природного газа обеспечат необходимые потребности до начала следующего столетия.

Параметры цикла ИКАО, приведенные в табл. 1, сформированы на основании осреднения показателей стандартных процедур, выполняемых современными магистральными самолётами при взлёте и посадке:

– *Взлёт*: при 100% взлётной мощности двигателей за 0,7 мин. может быть достигнута высота примерно 300 метров, при скорости $V_2 + 20$ км/час, где производится дросселирование двигателей до 80-85% для полёта контрольной точки замера шума (Рис. 1 [5]).

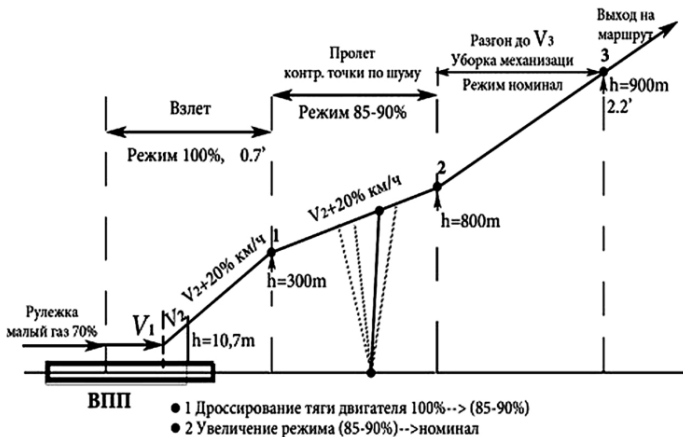


Рис. 1. Стандартная процедура взлёта [5] с минимумом шума

– Дальнейший набор высоты выполняется при номинальной мощности с разгоном до скорости V_3 для обеспечения безопасной уборки механизации крыла. За время примерно 2,2 мин. производится вывод самолёта в начальную точку полёта по расчётному профилю. На высоте 900 метров [8] производится контроль параметров эмиссии.

– Заход на посадку: режим 30% соответствует полёту с выпущенными шасси и механизацией крыла в посадочное положение в течение времени 4 мин. при использовании нормированного эшелона с переходным участком и стандартной глиссады (Рис.2).

1. Торможение на эшелоне перехода.
2. Сигнал на выпуск закрылков на взлётный угол.
3. Выпуск шасси.
4. Сигнал на выпуск закрылков на посадочный угол.
5. Вход в глиссаду.
6. Замер шума при посадке.
7. $H = 15$ метров, $V_{\text{зах}}$ - расчётная скорость захода на посадку.
8. Начало выравнивания.
9. Скорость касания $V_{\text{кас}} = V_{\text{зах}} - (10-15)$ км/ч, высота - 900 метров – контроль показателей эмиссии CO, CH, NO_x SAE, CO_2 .

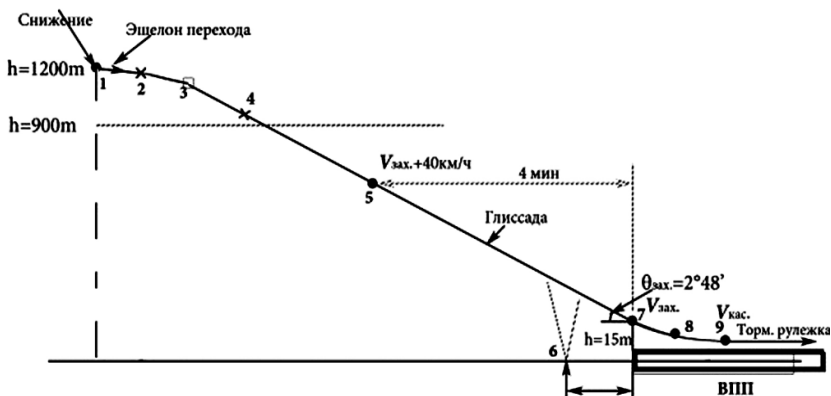


Рис. 2. Стандартная процедура захода на посадку [6]

– Режим малого газа: 7% соответствует рулёжке при взлёте и посадке в течение ~26мин. Данный норматив рассматривается отдельно, практически не связан с процедурами взлёта и посадки, (но связан с CO_2). Эмиссия CO , CH_4 , NO_x , а также дым не относятся к «парниковым газам», они могут оказать токсичное действие в зоне аэропорта на пассажиров, персонал, окрестное население [4]. Опасным фактором является концентрация NO_x в верхних слоях атмосферы, так как уменьшает содержание озона.

Для снижения эмиссии NO_x требуется более глубокая доработка двигателя.

При взлёте и посадке нормативы ИКАО учитывают эмиссию в некотором объёме атмосферы, ограниченном высотой примерно 900 метров, представленном условно на Рис.3, который определяется взлётно-посадочными процедурами и боковым маневрированием, то есть эмиссия зависит от характеристик не только двигателя, но и самолёта в целом. В табл. 2 приведены более полные данные эмиссии отработавших газов при сжигании авиационного топлива - керосина, куда включены парниковые газы CO_2 и H_2O .

Отработавшие газы при сжигании 1 кН керосина [8]

Таблица 2

Топливо	Отработавшие газы						
	CO_2	H_2O	C	C_xH_y	CO	N_xO_y	SO_2
Керосин	3154	1239	0,016	0,10	0,70	11,1	1,0

Применение очищенного жидкого метана (СПГ) в качестве авиационного топлива позволяет:

- уменьшить выбросы CO_2 примерно до 650г/кН [12];
- сократить эксплуатационные расходы (стоимость 1тонна СПГ примерно на 50% ниже стоимости 1тонны керосина);
- уменьшить примерно на 15% расход топлива (вследствие большей теплотворности СПГ);
- использовать хладоресурс СПГ для охлаждения двигателя и систем самолёта и ламинаризации обтекания [12, 13].

Продукты сгорания СПГ обычно не загрязнены твёрдыми частицами или агрессивными соединениями серы, что обеспечивает дополнительное снижение парникового эффекта [12].

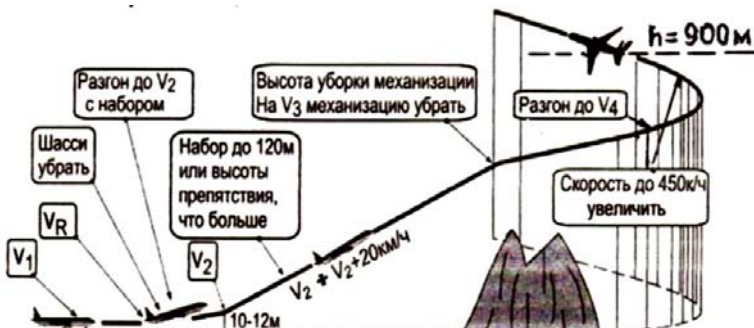


Рис. 3. Схема формирования объёма эмиссии

Количественно эмиссия двигателя (кроме дыма) оценивается индексами q^*_{CO} , q^*_{CH} , q^*_{NO} . Определение массы вредных веществ устанавливается экспериментально в стандартном цикле ICAO (табл.1) и используется для целей сертификации двигателя. Размерность индексов эмиссии q^*_i [г/кН]. Они служат базой для расчёта интегральных параметров эмиссии самолёта q^* .

На Рис. 4, 5 показаны экспериментальные данные по индексам эмиссии семейства двигателей CFM-56 и установленные нормы эмиссии по циклу ICAO с учётом двухрежимной камеры сгорания для снижения эмиссии NO_x [3].

Нормы эмиссии по циклу ICAO (г/кН)

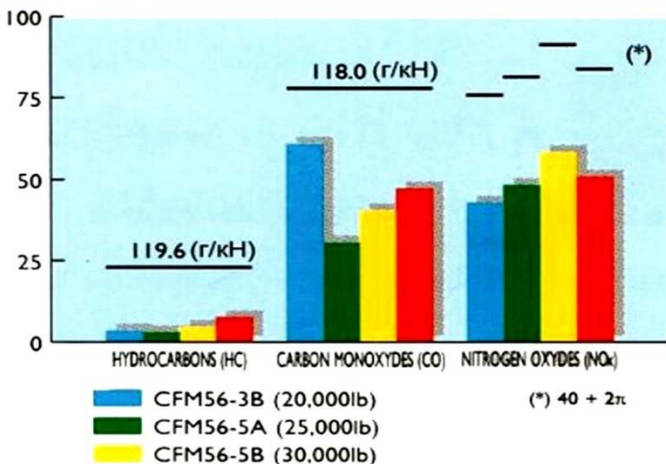


Рис. 4 [3]

Нох нормы эмиссии по циклу ICAO (г/кН)



Рис. 5 [3]

Интегральный индекс эмиссии самолёта q^* , включая цикл крейсерского полёта, определяющий полную эмиссию CO_2 , в первом приближении можно определить из соотношений, приведённых на Рис.6. Индекс эмиссии $q^*_{CO_2}$ зависит от характеристик самолёта и двигателя, базой для расчётов является показатель топливной эффективности [г.пасс.км], величина которого указана на Рис.6 для ряда типов самолётов.

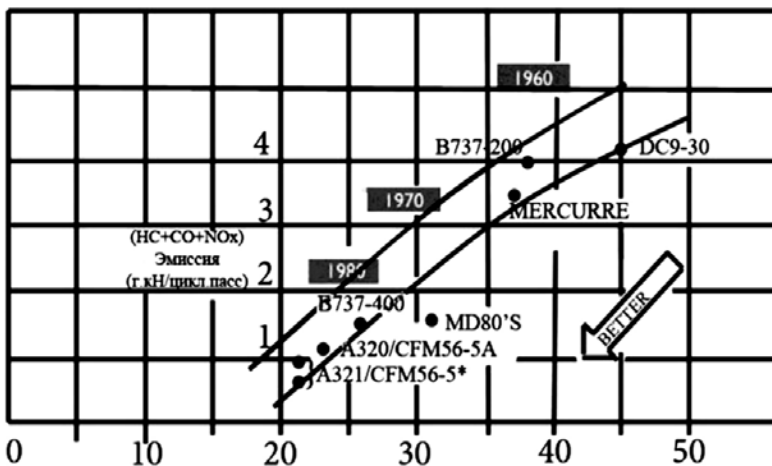


Рис. 6 [3]

Уровень шума на местности достаточно жёстко нормирован ИКАО:

- эффективный уровень воспринимаемого шума в единицах EPNL замеряется в трёх контрольных точках (Рис.7) и не должен превышать допустимых величин, установленных ИКАО (Прил. 16, ч. 3).
- нормативы ИКАО по шуму сформированы для стандартных процедур взлёта и посадки, показанных на Рис. 7. Так для самолёта массой 100 тонн эти нормы составляют для 3-го этапа: Посадка 99 EPNL; Боковая линия 97 EPNL; Пролёт 93 EPNL.

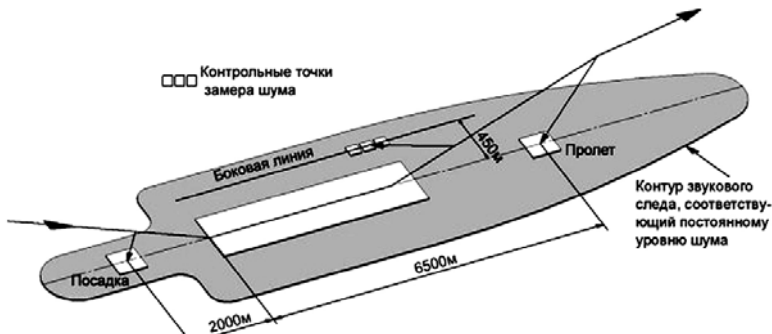


Рис. 7. Схема измерения шума [7]

В указанных точках (Рис.7) располагаются датчики для замера уровней шума пролетающих самолётов.

Для сравнительных оценок на начальных этапах проектирования более удобно пользоваться другим показателем - величиной площади «звукового следа» ограниченного контуром одинакового уровня шума, как это, например, показано на Рис.8 [10]. При стандартных процедурах взлёта и посадки площадь, ограниченная контуром 90 EPNL для современных самолётов массой 100 тонн, составляет 30-35 км² (Рис.8). В работе [10] показано, что эта площадь может быть существенно уменьшена (почти в 10 раз). Следует отметить, что важным фактором при этом является реализация более крутых траекторий набора высоты и предпосадочного планирования, что одновременно ведёт к сокращению объёма эмиссии. Следует отметить, что применение указанных выше норм ИКАО по шуму может корректироваться национальными авиационными органами. Примеры такой корректировки частично показаны на Рис. 9 [6]. Во-первых, необходимо на взлётно-посадочных режимах обеспечить суммарный запас ~ 5dB по контрольным точкам замера шума; во-вторых, вводится запрет ночных полётов по шуму для самолётов с вновь установленными двигателями, не прошедшими сертификацию.

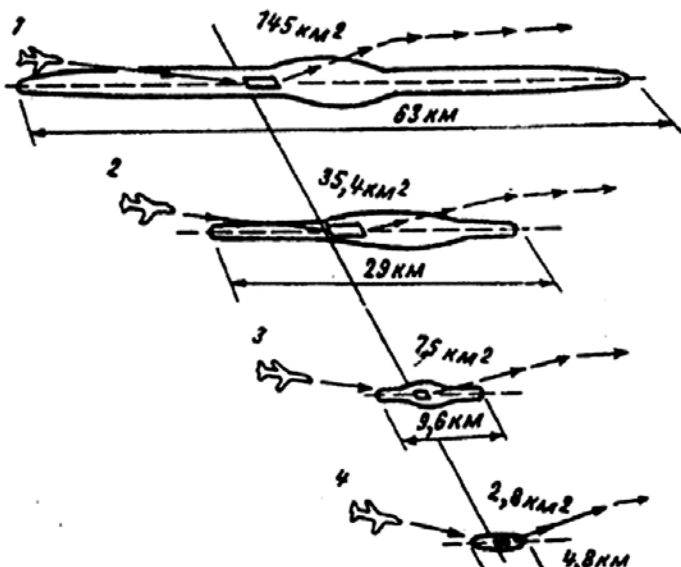


Рис. 8. [10]

1 - самолёты DC-8 или Боинг 707; 2 - модифицированный DC-8/Боинг 707; 3 - СУВП с малошумным вентилятором; 4 - СКПВ с малошумным вентилятором.

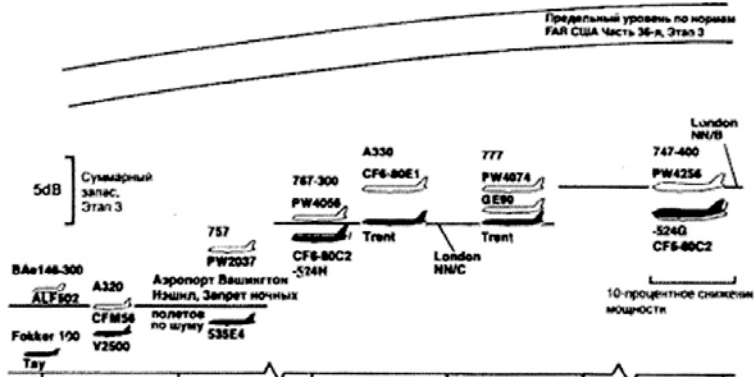


Рис. 9. [6] Максимально допустимая взлётная масса самолёта, тыс. фунтов. Лучшие достижения по сравнению с самыми строгими нормами в мире

Проведённый краткий анализ показывает:

– нормативы ИКАО, ограничивающие экологические показатели, построены на основе осреднённых стандартных процедур взлёта и посадки существующих самолётов, не включают требования по эмиссии CO_2 .

– для сравнительной оценки экологических данных в приземном слое (с включением выбросов CO_2) вновь проектируемых самолётов целесообразно использовать в целях оперативности и наглядности величины объёмов атмосферы, «загрязняемых» выхлопными газами при пролёте самолёта; для оценки уровня шума удобно пользоваться площадью звукового следа на земле, ограничивающего заданный уровень суммарного шума (Рис. 3).

– в рамках общего подхода уменьшение указанных параметров связано с сокращением времени достижения самолётом высоты примерно 900 метров, то есть реализацией более крутых траекторий набора высоты, планирования, уменьшением длины разбега, необходимо также учитывать эмиссию CO_2 по полному профилю полёта, включая взлёт, набор высоты, крейсерский полёт, снижение, посадку, суммарное время рулёжки.

Конструкции и оборудование современных самолётов и наземных служб не позволяют существенно продвинуться в решении этих задач [5]. Оценки показывают, что значительным потенциалом обладают самолёты короткого взлёта и посадки, использующие энергетические средства увеличения подъёмной силы, эффекты суперциркуляции [11], многофункциональную систему управления, включающую быстродействующие закрылки. Весьма перспективным является перевод авиации (а также всех типов промышленности и транспорта, потребляющих топливо на основе нефти и угля) на СПГ, что позволит кардинально уменьшить антропогенное влияние на природные процессы и климат.

Литература

1. Groupe de Travail economie et marche. Avions de transport a grande vitesse. Paris, Aerospatiale, 1990. с. 21.
2. Уильямс М.Р. Удовлетворяя требования заказчика Derby. Gbr, Rolls Royce pic, 1992. с. 20.
3. Valin M. CFM 56 - Emissions, Paris, France, SNECMA, 1997, с. 8.
4. Зарубин Г.П., Никитин Д.П., Новиков Ю.В. Окружающая среда и здоровье. - М., Знание, 1977. с. 127.
5. Торенбик Э. Проектирование дозвуковых самолётов. - М., Машиностроение, 1983. с. 647.
6. Black R.E., Marphy D.G., Stem I.A. The Crystal Ball Focuses on the Next Generation of Transport Aircraft SAE Preprint № 710750.
7. Рулин В.И., Юдин Г.В. Выбор основных параметров самолёта с учётом ограничений по воздействию на окружающую среду. Учебное пособие. - М., МАТИ-РГТУ, 2000. с. 81.
8. Кулагин Ю.Н. «Вехи» - гл. 3. Эмиссия авиадвигателей. – kulagin @ mnr.gov.ru.
9. Кедров А.В. О задаче проектирования пассажирского самолёта на

ранней стадии с учётом ограничения по уровню шума на местности. - Сборник: Труды ЦАГИ. Выпуск 2255, М., изд. ЦАГИ, 1984. с.65-75.

10. Pendley R.F. Recent Advances in the Technology of Aircraft Noise Control, Journal of Aircraft, vol. 13. VII № 7, BP 513-519. 1976.

11. Martin I.L. The Quiet Short - Haul Research Aircraft (QSRA) SEPT Technical Review, 1979, v.14. № 4, p.77-93.

12. Фёдорова Е.Б. Современное состояние и развитие мировой индустрии сжиженного природного газа, технологии и оборудования. - М.: РГУ нефти и газа им. И.М. Губкина, 2011. с. 159. ISBN 978-5-91961-045-8.

13. Volkhonsky A.E., Rulin V.I., Yudin G.V., Krasovskaya S.V. RESEARCH OF THE OPPORTUNITIES OF LNG APPLICATION AS AVIATION FUEL IN TRANSPORT AIRPLANES. - Sciences of Europe, Praha, Czech Republic. - Vol.1, № 39 (2019), p. 50-56.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИМЕНЕНИЯ АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ВИДОВ ГАЗОВОГО ТОПЛИВА НА ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЁТАХ

© Волхонский А.Е., Рулин В.И., Юдин Г.В.

Аннотация. Сжиженный природный газ выдвигается на ведущее место среди органических природных топлив, так как использование СПГ позволяет в несколько раз снизить массу продуктов сгорания, загрязняющих атмосферу и создающих «парниковый эффект». Применение СПГ может дать существенное улучшение характеристик транспортных самолётов. Рассмотрены некоторые проекты ПАО «Туполев».

Ключевые слова. Альтернативные виды топлива, сжиженный природный газ (СПГ), проекты самолётов ПАО «Туполев», хладопотенциал СПГ, искусственная ламинаризация, обтекание наружной поверхности самолёта.

В настоящее время большое внимание мировой общественности привлечено к разработке энергетических систем, использующих альтернативные виды топлива. Исследования и наблюдения природных явлений, в первую очередь повышения средней температуры Земли, изменения траекторий мощных циклонов, увеличения числа других природных катаклизмов (цунами, торнадо, землетрясений), показали, что они тесно связаны с антропогенными факторами. Снабжение энергией базируется главным образом на ископаемых энергоносителях, так как 80–90% потребности в энергии в мире покрывается за счёт добычи и переработки нефти и угля. Созданная структура обеспечения энергией приводит к выбросу в атмосферу десятков миллионов тонн парниковых газов и в первую очередь двуокиси углерода CO_2 , что является вероятной причиной климатических изменений, однако, позволяет странам в настоящее время удовлетворять потребности в дизельном топливе, бензине, электроэнергии и тепле.

В общей массе нефтепродуктов, потребляемых транспортом, количество авиационного топлива составляет более 10% и имеет тенденцию к росту.

Прогнозы последовательного ввода в эксплуатацию того или иного вида топлива связаны с развитием двух факторов - истощением запасов ископаемого топлива и загрязнением окружающей среды. В настоящее время большую озабоченность вызывает второй фактор, поэтому в первую очередь необходимо осваивать технологии, связанные с загрязнением атмосферы, уделив внимание снижению выбросов CO_2 .

На этом этапе проводятся исследования высококипящих углеводородных газов, их практического применения на летательных аппаратах (АСКТ пропан-бутан). Затем настанет очередь метана (CH_4 - сжиженного природного газа, СПГ) и жидкого водорода (LH_2). Переход на синтетический керосин практически не требует доработок конструкции существующих самолётов и может быть осуществлён в первую очередь. Поэтому эволюция самолётов путём установки более совершенных двигателей, работающих на керосине, является в настоящее время наиболее перспективной и реализуется практически всеми авиационными фирмами [12; 13].

Свойства топлив

Таблица 1

Тип топлива	Теплота сгорания, ккал/кгс	Предельная температура нагрева, °С	Теплоёмкость, кал/кгс	Плотность, кг/м ³	Температура кипения, °С	Температура замерзания, °С
Метан	11950	538*	611	425	-162	-182
Керосин (обычный)	10330	190	917	801	149	-54
Этан	11330	510	416	529	-89	-183
Пропан	11070	454	389	585	-42	-188
Керосин (высококачественный)	10370	371	203	801	149	-54
Водород	28600	538*	2720	68,9	-253	-260
Азот	-	-	-	809	-196	-210
Кислород	-	-	-	1145	-183	-219

Согласно оценкам [1], в 2020 году 65% всех энергетических потребностей США будет обеспечено углём, при этом авиации потребуется половина всей располагаемой в 2020 году нефти. Поэтому очевидно, что приоритет получат те виды индустрии, у которых не будет альтернатив, и самолёты будут переведены на синтетические топлива, что обеспечит авиацию необходимым количеством топлива, но практически не уменьшит загрязнение окружающей среды отработавшими газами [8–10].

СПГ выдвигается на ведущее место среди природных органических топлив. Использование СПГ позволяет в несколько раз снизить массу продуктов сгорания, загрязняющих атмосферу и создающих «парниковый эффект». Выявленные запасы природного газа обеспечат потребности страны до начала следующего столетия.

Рассмотрим подробнее свойства метана. Он является лучшим из лёгких углеводородов благодаря высокому содержанию водорода и, как видно из табл. 1, имеет теплоту сгорания на 16% большую, чем у керосина.

Чтобы использовать сжиженный метан в качестве топлива для авиадвигателей, требуется решить ряд проблем. Из-за низкой точки кипения СПГ необходимы специальные методы обращения и тщательная теплоизоляция баков. Малая плотность метана (почти вдвое меньшая, чем у керосина) может затруднить размещение достаточного количества топлива на самолёте. Однако стойкость СПГ при высоких температурах и низкая начальная температура обеспечивают высокую теплопоглощающую способность в 6 раз большую, чем у керосина. Это свойство может оказаться очень важным при использовании СПГ в качестве топлива как на дозвуковом, так и на сверхзвуковом самолёте.

В современных двухконтурных реактивных двигателях допустимая температура газа перед турбиной составляет порядка 1300°С. Такая температура требует охлаждения лопаток турбины, которое выполняется путём пропускания газа через охлаждающие каналы в лопатках.

Использование хороших теплопоглощающих свойств метана (Рис. 1, [2; 9; 14]) позволит при сохранении температуры газа перед турбиной 1300°C снизить температуру лопаток приблизительно до 815°C , что приведёт к увеличению ресурса и надёжности современных ТРДД.

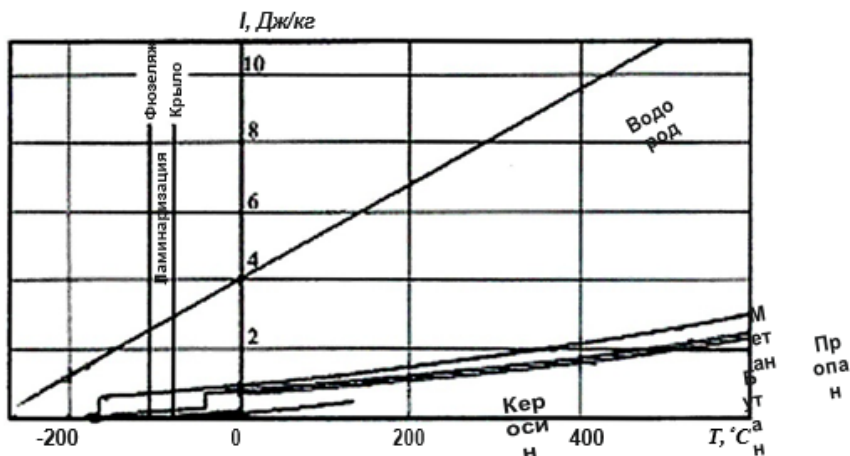


Рис. 1. Хладоресурс топлив [2]

Реализовать положительные свойства метана возможно только при успешном решении многочисленных технических проблем, связанных с его применением. Очевидно, что при использовании криогенных топлив конструкция таких элементов топливной системы, как насосы, трубопроводы, средства регулировки должна существенно измениться.

Одной из проблем, требующих решения, являются потери топлива вследствие нагрева и испарения во время крейсерского полёта. Эти потери зависят от качества теплоизоляции. Видно, что можно использовать значительное количество испаряющегося метана в силовой установке (СУ). В этом случае система управления должна замерять количество подаваемого в камеры сгорания метана. Аналогичная система может быть использована на самолёте-танкере, применяемом для воздушной доставки СПГ в труднодоступные районы [3; 11].

На основе предварительных оценок можно принять, что вес топливной системы самолёта, использующего в качестве топлива метан, будет на 1,5 тонн–2,5 тонн больше, чем у самолёта массой 250 тонн, использующего керосин.

Тщательный анализ показал, что при использовании в качестве топлива СПГ проблемы обеспечения безопасности усложняются незначительно. При заправке самолёта на аэродроме опасность воспламенения СПГ при электростатическом разряде будет меньше. В случае возникновения пожара последствия его не будут более серьёзными, чем при воспламенении керосина, вследствие малой скорости распространения пламени.

Хотя общая величина вредных выбросов всего парка самолётов в настоящее время несоизмерима с величиной выбросов промышленных предприятий и автомобильного транспорта (она составляет более 2% от общих выбросов [5, 10]), введённые ИКАО нормативы заставляют разработчиков вкладывать необходимые средства для снижения вредных выбросов в выхлопных газах авиадвигателей, поскольку существует тенденция к ужесточению нормативов и введению новых, в частности по CO_2 . СПГ (сжиженный метан) можно вводить постепенно. Например, небольшие изменения в конструкции современного самолёта позволят перейти на это новое топливо. Несколько позже появятся новые высокотемпературные двигатели. Затем будет создан самолёт, который позволит полностью реализовать все преимущества метана.

Переход на новое топливо не является простым делом. Однако применение СПГ может дать существенное улучшение характеристик транспортных самолётов. Некоторые из этих проблем являются предметом исследования в данной статье.

Таким образом, два основных фактора истощение запасов ископаемых энергоресурсов и загрязнение окружающей среды отработавшими газами самолётов, включая выбросы парниковых газов, ставят чрезвычайно актуальную задачу расширение НИР и ОКР по переводу промышленности и транспорта (в том числе авиации) на альтернативные источники энергии, среди которых безусловное первенство принадлежит СПГ. Обладая большей теплотой сгорания, СПГ существенно меньше загрязняет атмосферу, поскольку в отработанных газах практически отсутствуют парниковые газы (CO_2 и другие), влияющие на климат.

В основном эмиссия включает CO , CH и окислы азота NO_x [4].

Ниже рассмотрены некоторые проекты ПАО «Туполев», предусматривающие использование в качестве топлива СПГ.

В проектах учтены:

- использование хладопотенциала СПГ (Рис. 1) для создания условий искусственной ламинаризации обтекания наружной обшивки самолёта [6], конструкции двигателей и систем самолёта;
- увеличенная теплотворная способность метана по сравнению с керосином [2];
- применение экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) топливных баков (Рис. 2).

Экранно-вакуумная теплоизоляция имеет наилучшие весовые и объёмные характеристики при обеспечении требуемого теплового сопротивления для криогенных ёмкостей. При этом необходимым условием работы ЭВТИ является создание высокого вакуума в изоляционном пространстве (10^{-4} мм.рт.ст.). Величина теплопроводности ЭВТИ составляет порядка 10^{-4} Вт/(мК), вес 20кг на 1 м^2 , толщина 80мм [4].

Самолёты Ту-204К, Ту-334К, Ту-330К [7] современные эффективные двухдвигательные самолёты, использующие в качестве топлива сжиженный природный газ (СПГ) и керосин.

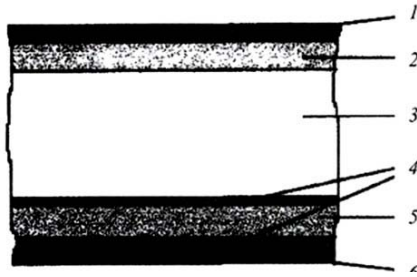


Рис. 2. Схема конструкции экранно-вакуумной теплоизоляции:
 1 - наружная оболочка; 2 - намотка ЭВТИ 0,5мм; 3 - панель ЭВТИ; 4 - адсорбент 0,35мм; 5 - войлок 2мм; 6 - внутренняя оболочка

Самолёты разработаны на уровне технических предложений. Внедрение в эксплуатацию криосамолётов на СПГ:

- улучшает экологию за счёт снижения вредных выбросов NO в 1,5 раза, CO на 20% и токсичных выбросов в 4,0 раза;
- снижает затраты на топливо в 2,5 раза;
- снижает прямые эксплуатационные расходы на 1 час полёта на 4-5%.

<u>Основные размеры</u>	
Длина самолета, Высота самолета,	46 м
<u>Размах самолета</u>	42 м
Масса	
Максимальная взлетная масса	110,75 т
Масса полезной нагрузки:	
-масса максимальной полезной нагрузки	25,5 т
<u>-загрузка пассажиров</u>	19,2 т
Масса топлива	
- СПГ	23 т
- керосин	5,5 т
<u>Число пассажиров</u>	210
<u>Летно-технические характеристики</u>	
Дальность полета:	
- при максимальной полезной нагрузке	3600 км
- при полной загрузке пассажиров	5300 км
<u>Крейсерская скорость</u>	800-830 км/час
Высота крейсерского полета	11,6 км
Топливная эффективность	19,6 гр/пасс.км
Длина ВПП	2500 м
Категория посадки по ICAO	III
Двигатели	
Два турбовентиляторных двигателя ПС-90АСК	
Взлетная тяга	16400 кгс

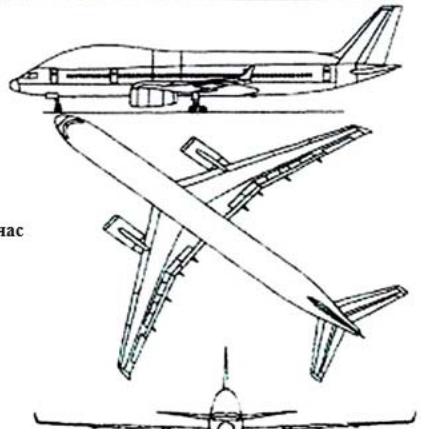


Рис. 3. Технические данные самолёта Ту-204К

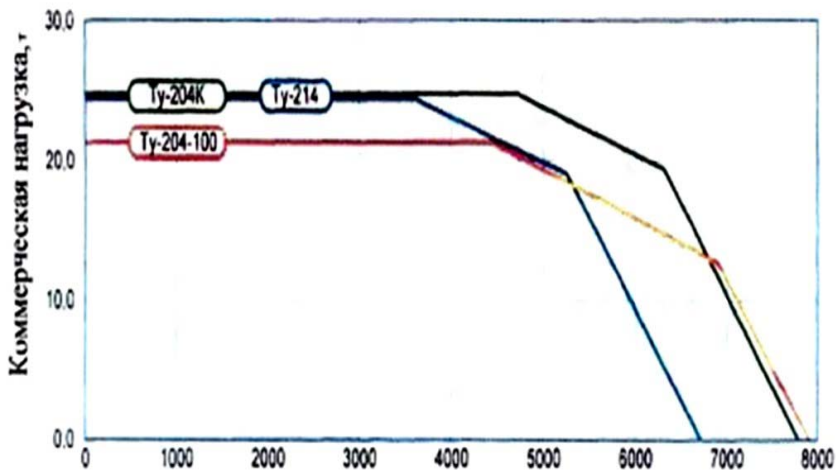


Рис. 4. Коммерческая нагрузка – дальность самолёта Ту-204К

Основные размеры

Длина самолета	31.26м
Высота самолета	9.38 м
Размах самолета	29.77 м

Масса

Максимальная взлетная масса	46.1 т
-----------------------------	--------

Масса полезной нагрузки:

- масса максимальной полезной нагрузки	9.7 т
--	-------

Масса топлива

- СПГ	7 т
- керосин	2 т

Число пассажиров	102
------------------	-----

Летно-технические характеристики

Дальность полета:

- при максимальной полезной нагрузке	1800км
--------------------------------------	--------

Крейсерская скорость	800 км/час
----------------------	------------

Высота крейсерского полета	10.6 км
----------------------------	---------

Топливная эффективность	19.6 гр/пасс.км
-------------------------	-----------------

Категория посадки по ИКАО	III
---------------------------	-----

Двигатели

Два турбовентиляторных двигателя	BR710C
----------------------------------	--------

Взлетная тяга	6950 кгс
---------------	----------

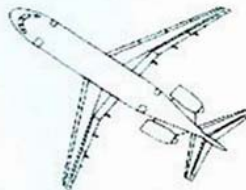


Рис. 5. Технические данные самолёта Ту-334К

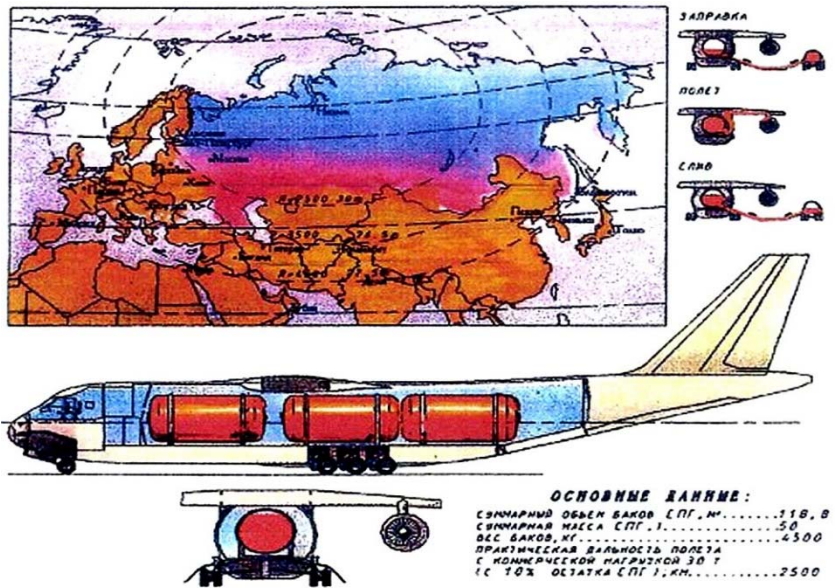
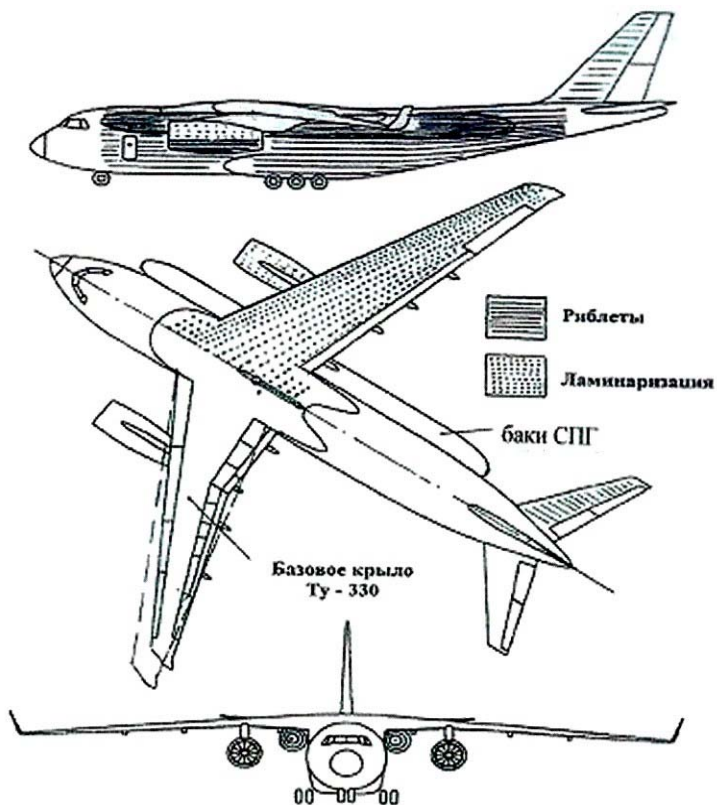


Рис. 6. Транспортировка сжиженного природного газа на самолёте Ту-330 (танкер)



Основные размеры

Длина самолета _____ 42,0 м
 Размах крыла _____ 46,4 м
 Высота самолета _____ 14,0 м
 Площадь крыла _____ 220 м²

Массы

Максимальная
 взлетная масса _____ 107 т
 Максимальная
 коммерческая нагрузка _____ 35 т

Летные характеристики

Дальность (с нагрузкой 20-30 т) _____ 5500-7600 км
 Крейсерская скорость _____ 800 – 850 км/ч
 Высота полета _____ 11000 м
 Длина ВПП _____ 2500 м

Рис. 7. Общий вид модифицированного грузопассажирского самолёта для СПГ Ту-330

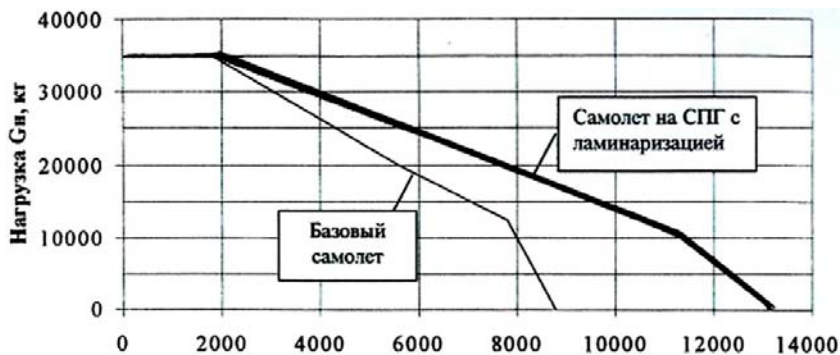


Рис. 8. Нагрузка-дальность самолёта Ту-330КТ

Заключение

1. Результаты расчётных исследований показали, что цель работы – определение возможностей применения на транспортных самолётах в качестве топлива СПГ реализована.

2. Применение СПГ в качестве авиационного топлива экономически эффективно при больших дальностях полёта (более 5000км). Этот эффект достигается путём глубокой модификации базового самолёта и использования хладоресурса СПГ для ламинаризации обтекания поверхности самолёта.

3. Искусственная ламинаризация путём охлаждения обшивки самолёта реализуется на верхней и нижней поверхностях крыла, мотогондолах, криогенных баках, обтекателях и части фюзеляжа.

4. Критерием выбора типа теплоизоляции являлась минимальная масса криогенной системы для $T_{\text{раб.}} > 30 \text{ } 50 \text{ K}$ при заданных условиях её эксплуатации и требуемом ресурсе работы. Экранны-вакуумная теплоизоляция имеет наилучшие весовые и объёмные характеристики при обеспечении требуемого теплового сопротивления для криогенных ёмкостей.

5. Установлено, что СПГ представляет меньшую опасность для пассажиров и наземного персонала в случае аварии самолёта, чем углеводородное топливо.

6. Сравнение состава отработавших газов СПГ топлива и авиационного керосина показало, что использование СПГ в качестве топлива приводит к значительному уменьшению вредных выбросов в атмосферу.

Литература

1. *Hawkins W.M.* The potential for long high payload aircraft with Alternate fuels - AIAAN 82-0814.
2. *Дмитриев В.Г., Каргопольцев В. А. и др.* Проблемы внедрения сжиженных газов в качестве авиационного топлива. - М. ООО «Машиностроение - Полёт», № 2, 2005.
3. Программы новых транспортных самолётов. - ТИ ЦАГИ № 22, 1985.
4. *Кулагин Ю. Н.* «Вехи» гл. 3 Эмиссия двигателей - kulagin@mnr.gov.ru
5. Aircraft engines and the environment. What is an emission? - 2, boulevard General Martial Valin 75724, Paris cedex 15 - FRANCE.
6. Разработка и оценка средств ламинаризации обтекания транспортных самолётов в США. - Т.И. ЦАГИ, № 8, 1989.
7. Криогенное топливо в авиации. [Электронный документ] - Режим доступа: <http://avia-simply.ru/kriogennoe-toplivo-v-aviatsii>.
8. *Николайкина Н.Е., Николайкин Н.И., Матягина А.М.* Промышленная экология. Инженерная защита биосферы от воздействия воздушного транспорта. - М.: Академкнига, 2006.
9. *Дугин Г.Н.* Перспективы и эффективность использования газового топлива на воздушном транспорте. - М.: Авиаглобус, № 12 (116) - 2008.
10. Итоги мероприятий ИКАО по альтернативным видам топлива. Рабочий документ САЕР. - 8 - Wp/59 - Монреаль: ИКАО, 2010.
11. Транспортная стратегия РФ на период до 2030г.: Утверждено распоряжением Правительство РФ от 22.11.08. № 1734.
12. *Братухин А.Г., Яновский Л.С., Разносчиков В.В.* Оценка эффективности гражданских самолётов на сжиженном природном газе. - Авиационная промышленность. - 2010. № 1. с.8-16.
13. *Разносчиков В.В., Яновская М.Л.* Оптимизация состава авиационного сконденсированного топлива для транспортных самолётов. - Авто-Газозаправочный Комплекс + Альтернативное топливо. - 2010. № 4(52), с. 11-15.
14. *Кулешов А.А.* Перспективные альтернативные виды топлива для гражданской авиации. Материалы доклада на IV Международной конференции «Авиатопливо-2015» - М.: ГосНИИГА, 2015.

ОЦЕНКА ТОПЛИВНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ДОЗАПРАВКИ В ПОЛЁТЕ ДАЛЬНИХ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЁТОВ

Е.А. Деянов, В.И. Рулин - д.т.н., Г.В. Юдин - к.т.н.
«МАТИ» - РГТУ им. К.Э. Циолковского, г. Москва

Рассматривается концептуальное использование дозаправки в полёте транспортных самолётов на авиалиниях большой протяжённости с учётом долговременной динамики развития рынка нефтепродуктов и сети дальних пассажирских перевозок. Даны расчётные оценки экономии топлива при дозаправке в воздухе, приведена схема мировых трасс и расположение баз аэрозаправщиков, показана предварительная оценка дальности автономного полёта заправляемого самолёта.

Опубликованные данные [1,2] по долговременной динамике развития рынка нефтепродуктов, включающей прогнозы роста мировой добычи нефти и стоимостные показатели (Рис. 1), свидетельствуют о том, что темпы добычи нефти имеют тенденцию к снижению, в то время как существует практически линейная зависимость роста стоимости нефтепродуктов. Это означает, что увеличение цен на нефть неизбежный фактор. По оценке экспертов Business Week [2] через 20 лет цена на нефть может увеличиться на 30–50%, что скажется, в первую очередь, на экономике воздушного транспорта. С другой стороны, воздушному транспорту практически не существует альтернативы на маршрутах большой протяжённости – 5000–6000км, и пассажиропоток на дальних трассах будет возрастать опережающими темпами, достигнув в 2025–2030гг. 60% общего пассажиропотока [4, 5].

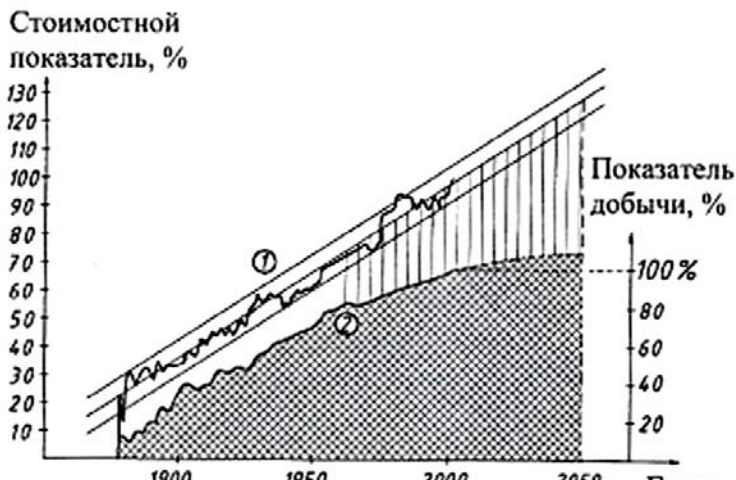


Рис. 1. Мировая добыча нефти в стоимостном выражении [1]:
1 – стоимостная динамика нефтепродуктов;
2 – динамика мировой добычи нефти.

Примерно пропорционально росту пассажирокилометров будет увеличиваться количество потребляемого топлива. Согласно данным [6] дальние самолёты будут расходовать в год 370–400млн. тонн авиационного керосина (в 2025–2030гг.).

Эта цифра является достаточно внушительной, чтобы стимулировать активную разработку путей экономии углеводородного топлива (естественно, наряду с НИОКР по применению в авиации альтернативных видов топлива).

Одним из таких путей является дозаправка в воздухе дальних транспортных самолётов. Дозаправка в полёте давно широко применяется в военной авиации как штатная операция, выполняемая рядовыми лётчиками с целью увеличения дальности и продолжительности полёта заправляемых самолётов.

Оценка безопасности применения дозаправки в полёте для пассажирских самолётов подтверждается сопоставлением аналогичных функциональных систем самолёта и систем дозаправки в воздухе. Вероятность возникновения функциональных отказов при дозаправке в полёте составляет $2,32 \cdot 10^{-6}$, что согласно норм АП–25 соответствует возникновению лишь «сложной ситуации», то есть возможности продолжения полёта до запасного аэродрома.

В работе [7] отмечено, что есть весьма весомые аргументы в пользу применения дозаправки в полёте транспортных самолётов, в связи с чем разработка технологии дозаправки в полёте является более чем своевременной.



Рис. 2. Динамика роста пассажирских перевозок на регулярных авиалиниях:

- 1 – авиалинии большой протяженности (более 4500км);
- 2 – авиалинии средней протяженности (менее 4500км).

Косвенным подтверждением актуальности данного направления является реализация в США программы создания нового «танкера» на базе самолёта Боинг-767 [8], рынок которого оценивается более чем в 100 млрд. долларов в следующие 30 лет, что соответствует реализации 1000–1500 самолётов. Таким образом, вместе с оставшейся «половиной» существующего парка «танкеров» США [8] общее число самолётов-заправщиков составит примерно 2000, то есть фактически США являются монополистом на создаваемом ими же рынке топливозаправщиков. Можно с уверенностью предположить, что такой флот воздушных «танкеров» найдёт своё применение и в гражданской авиации, поскольку введение дозаправки в воздухе как стандартной операции при пассажирских перевозках на линиях большой протяжённости может быть реализовано в рамках традиционных схем самолётов с минимальными доработками систем, сертификационного базиса, наземной инфраструктуры, то есть обеспечит быструю окупаемость.

В работе [7] также приведены предварительные оценки экономии топлива при одной дозаправке в воздухе самолёта Airbus-380 с целью увеличения дальности от 8000км до 14000км, которые показывают, что средняя по парку экономия топлива при полёте на большую дальность с дозаправкой в воздухе может составить 15%.

При рассмотрении более широкого спектра широкофюзеляжных самолётов с пассажироместимостью 200, 300, 400 пассажиров специалистами кафедры «ТПЭЛА» Российского государственного технологического университета им. К.Э. Циолковского («МАТИ» – РГТУ) совместно с ОАО «Туполев» получена зависимость экономии топлива от числа пассажиров при увеличении дальности полёта заправляемого самолёта с 6000км до 12000км, с учётом топлива, расходуемого топливозаправщиком. Для расчётов использовались опубликованные данные по реальным самолётам фирм Boeing, Airbus [9,10]. В диапазоне пассажироместимости 200–400 пассажиров экономия топлива составляет примерно 20–23% (Рис. 3).



Рис. 3. Зависимость экономии топлива от числа пассажиров

Расчёты также показывают, что в рассмотренных случаях количество переливаемого топлива не превышает 35-40 тонн, что позволяет использовать в качестве самолёта-заправщика, например, самолёт типа Ту-214 с дополнительным баком, размещённым в фюзеляже.

Географические факторы распределения населения земного шара показывают, что большинство городов, связанных регулярными воздушными авиалиниями, располагаются в поясе между 50° ю.ш. и 70° с.ш.

На основании данных [11] определено процентное соотношение числа трасс для каждого интервала дальностей в диапазоне от 6000км до 17000км, показанное на графике (Рис. 4). Как видно из рисунка, примерно 85% всех дальних трасс соответствует интервалу 6000–12000 км. В соответствии с распределением из общего числа дальних маршрутов (примерно 400–450 трасс [12], [4]) выбраны для последующего анализа примерно 10% наиболее нагруженных линий, показатели которых приведены в таблице 1.

Для этих трасс определены оптимальные траектории полёта (близкие к ортодромиям) и возможные пункты баз дозаправки (Рис. 5).

При этом введено допущение, что рубеж дозаправки в полёте находится в радиусе 500км от аэродрома базирования самолёта-заправщика с тем, чтобы обеспечить возможность использовать его в качестве запасного аэродрома.

С учётом обеспечения полёта на сверхдальних маршрутах (примерно 17000км 3%) дальность автономного полёта базового самолёта должна быть порядка 6000км при соответствующем расположении баз аэрозаправки. При числе баз 25–30 практически обеспечивается перекрытие всей мировой сети дальних авиалиний, поскольку дальность автономного полёта, число баз и их расположение выбраны на основании распределения всех дальних авиалиний (Рис. 4).

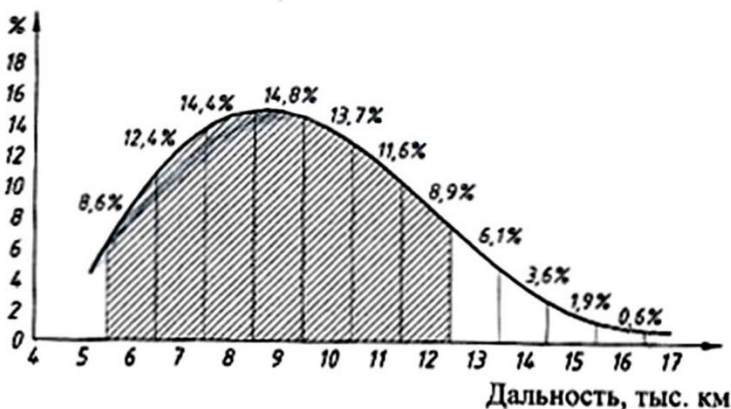


Рис. 4. Соотношение числа трасс большой дальности широкофюзеляжных самолётов



Рис.5. Типовые траектории и возможное размещение аэрозаправочных баз на земном шаре

Показатели наиболее нагруженных авиалиний

Таблица 1

№	Авиалинии	Длина трассы по орт., км	Длина трассы из условия применения дозаправки в воздухе, км	Увеличение дальности авиалиний %	Количество дозаправок на трассе и их базирование
1	2	3	4	5	6
1	Париж - Ванкувер	7900	4250+3700=7950	0,6	1 - Фробишер-Бей
2	Париж - Лос-Анджелес	9100	4250+4850=9100	<0,1	1 - Фробишер-Бей
3	Париж - Чикаго	6650	4000+2650=6650	<0,1	1 - Сент-Джонс
4	Париж - Даллас	7900	4000+3900=7900	<0,1	1 - Сент-Джонс
5	Париж - Мехико	9150	4100+5150=9250	0,9	1 - Сент-Джонс
6	Париж - Майами	7400	4100+3300=7400	<0,1	1 - Сент-Джонс
7	Париж-Токио	9700	4850+4850=9700	<0,1	1 - Норильск
8	Париж - Бангкок	9500	5200+4300=9500	<0,1	1 - Ташкент
9	Париж - Сидней	17000	5200+5900+5950=17050	0,3	2- Ташкент, Бруней
10	Париж - Сингапур	10800	5200+5650=10850	0,5	1 - Ташкент
11	Париж - Бомбей	7000	3850+3150=7000	<0,1	1 - Баку
12	Париж - Иоганнесбург	8850	4300+4550=8850	<0,1	1 - Форт-Лами
13	Москва - Сингапур	8450	4850+3600=8450.4	<0,1	1 - Катманду
14	Москва - Гуанчжоу	7000	3100+4000=7100	1,4	1 - Ташкент
15	Москва- Токио	7450	4200+3300=7500	0,7	1 - Иркутск
16	Москва - Нью-Йорк	7450	3300+4150=7450	<0,1	1 - Рейкьявик
17	Москва - Лос-Анджелес	9800	4650+5150=9800	<0,1	1 - Крейг-Харбор

Продолжение таблицы 1

1	2	3	4	5	6
18	Москва - Майами	9100	$5850+3300=9150$	0,6	1 - Сент-Джонс
19	Москва - Буэнос-Айрес	13500	$3800+5400+4500=13700$	1,5	1 - Ресифе, Касабланка
20	Киев - Рио-де-Жанейро	10950	$5800+5150=10950$	<0,1	1 - Дакар
21	Москва - Мельбурн	14450	$4850+4100+5700=14650$	1,5	2 - Катманду, Бруней 1
22	Нью-Йорк - Сеул	11000	$5650+5500=11150$	1,4	1 - Барроу
23	Нью-Йорк - Гонолулу	8000	$4000+4050=8050$	0,6	1 - Лос-Анджелес
24	Нью-Йорк - Буэнос-Айрес	8500 •	$3500+5000=8500$	<0,1	1 -Каракас
25	Нью-Йорк - Токио	10850	$5650+5250=10900$	0,5	1 - Барроу
26	Нью-Йорк - Мельбурн	16750	$4000+6850+5950=16800$	0,9	2 - Лос-Анджелес, о.Кука
27	Нью-Йорк - Сингапур	15300	$4000+5700+5600=15300$	<0,1	2 - Крейг-Харбор, Иркутск
28	Лос-Анджелес - Сеул	9550	$4350+5200=9550$	<0,1	1 - Датч-Харбор
29	Лос-Анджелес - Токио	8850	$4350+4550=8900$	0,6	1 - Датч-Харбор
30	Чикаго - Токио	10150	$5700+4550=10250$	1	1 - Датч-Харбор
31	Ванкувер - Токио	7600	$3050+4550=7600$	<0,1	1 - Датч-Харбор
32	Гуанчжоу - Сидней	7550	$3600+4050=7650$	1,3	1 - Соронс
33	Гуанчжоу - Эдмонтон	10400	$5050+5350=10400$	<0,1	1 - Магадан
34	Рио-де-Жанейро - Сингапур	15850	$6000+3850+6000=15850$	<0,1	2 -Кейптаун, Сен-Дени
35	Веллингтон - Коломбо	10900	$5500+5450=10950$	0,5	1 - Перт
36	Эдмонтон - Эр-Рияд	11050	$6000+5050=11050$	<0,1	1 Мурманск
37	Лагос - Коломбо	8600	$4600+4050=8650$	0,7	1 - Могадишо
38	Анкоридж - Форталеза	11400	$5350+6150=11500$	1	1 - Вашингтон
39	Анкоридж - Сингапур	10700	$5350+5400=10750$	0,5	1 - Владивосток
40	Гвадалахара - Буэнос-Айрес	7700	$4600+3100=7700$	<0,1	1 - Лима

Анализируя полученные данные (табл. 1), приходим к выводу, что базовый пассажирский самолёт, использующий дозаправку в воздухе, должен совершать полёт до первой дозаправки на дальность примерно 4000–6000км, при этом его максимальная взлётная масса определяется расчётом полёта на дальность 6000км. В процессе первой дозаправки возможно увеличение взлётной массы на 2–3% сверх максимальной взлётной массы [7]. Это обеспечит увеличение дальности полёта до 7000км после дозаправки.

На Рис. 6 приведены данные [13], показывающие, что топливная эффективность в автономном полёте практически постоянна в диапазоне дальностей 3000–6000км. Таким образом, экономически приемлемое использование самолёта данного класса реализуется и с уменьшенной дальностью полёта.

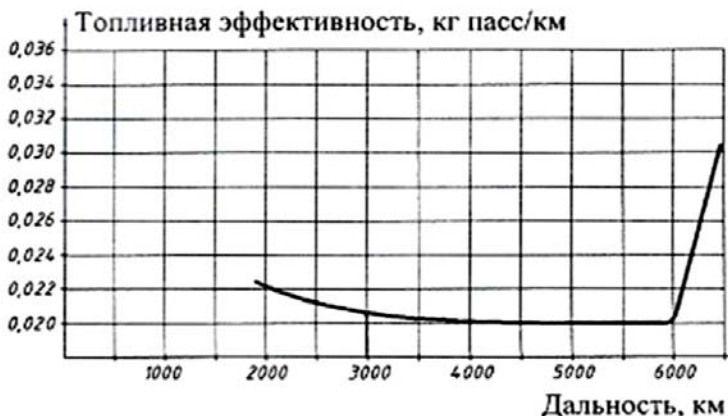


Рис. 6. Зависимость топливной эффективности от дальности полёта

При оценке снижения расходов топлива с использованием дозаправки в воздухе следует учитывать необходимость некоторого отклонения от кратчайшего расстояния, в качестве которого принята местная ортодромия. Аэродромы, на которых будут базироваться авиазаправщики, могут оказаться в стороне от дуги большого круга (ортодромии), соединяющей аэропорты вылета и назначения.

Рассмотрим пример (Рис. 5) возможных траекторий автономного полёта из Москвы в Буэнос-Айрес (расстояние по ортодромии 13500км) и в Токио (расстояние по ортодромии 7450км). На авиалинии Москва-Буэнос-Айрес дозаправка в полёте предполагается в районе Касабланки и Ресифе. Полная протяжённость трассы с дозаправкой в этом случае составит 13700км, что примерно на 1,5% больше, чем по ортодромии. На авиалинии Москва-Токио промежуточная дозаправка может осуществляться в районе Иркутска. В этом случае трасса из двух ортодромических участков протяжённостью около 4200км и 3300км имеет дальность 7500км, что на 0,7% больше, чем расстояние по ортодромии. Соответственно и расход топлива увеличится на 1,5% и 0,7%.

Согласно табл. 1, увеличение протяжённости трасс за счёт некоторого отклонения от ортодромий в среднем составляет около 1%, что практически не влияет на приведённые выше оценки экономии топлива при дозаправке в полёте. Таким образом, полученные данные показывают, что средняя экономия топлива за счёт дозаправки в полёте дальних самолётов, рассчитанных на 200–400 пассажиров, будет составлять не менее 20%. Помимо экономии топлива внедрение дозаправки в воздухе позволит уменьшить стоимость парка дальних самолётов, сократить типаж мирового парка и тем самым существенно повысить экономическую и экологическую эффективность воздушного транспорта.

Литература

1. Кузьмин В.И., Пронина Е.Н., Галуша А.Н. Долгосрочные тенденции мировой динамики добычи нефти и её текущих цен. - Энергосбережение, 2006, № 4.
2. 100 долларов за баррель - болезненно, но жить можно. - Концептуально-аналитическая газета «Знание-Власть!», 2006, № 32 (301).
3. Boeing Commercial Airplanes Market Analysis. - www.boeing.com/commercial/com
4. Avions de Transport a Grande Vitesse. - Groupe de Travail Economie et Marche, Moscow, 21-23 Nov. 1990.
5. The Airbus Global Market Forecast 2006-2025. Airbus, www.airbus.com
6. Booth M.A., Ledbetter G.E., Gratzner L.B. Advanced Turboprop Transport Development a Perspective. - ICAS, 1982-1.8.2.
7. Бюшгенс Г.С., Дмитриев В.Г., Климин А.В., Павловец Г.А. Использование дозаправки в полёте при пассажирских перевозках на авиалиниях большой протяженности. - М. Полёт, 2002, № 7 - с.3-9.
8. A Solid Air-refueling History. - BOEING News. March 8 - 21, 2002, № 9.
9. Airplane Characteristics for Airport Planning. - Boeing Commercial Airplanes, September, 2005.
10. Product Line Review for the CIS Region. - Airbus Industry, August, 1995.
11. High-Speed Civil Transport Study. - NASA Contractor Report 4234, September, 1989.
12. Route Maps of Airlines from Around the World. - Avian News, <http://www.novocherKasskinfo> - Route-Maps.
13. Characteristics Tu-204-220 - «Tupolev» corp. prospect, Nov. 1990.

ПРОБЛЕМНЫЕ ВОПРОСЫ РАЗРАБОТКИ ПРОЕКТОВ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА

*Ю.В. Давыдов, М.А. Лищинский, В.И. Рулин, Г.В. Юдин –
«МАТИ» - РГТУ им. К.Э. Циолковского, г. Москва*

Рассмотрены вопросы реализации НИОКР первых сверхзвуковых самолётов для разработки стратегии развития сверхзвуковых самолётов II поколения (СПС-II). Приводятся расчётные оценки, отражающие основные факторы влияния лётных характеристик СПС-II. Исследования особенностей сверхзвукового полёта и экономических критериев показали, что многие преимущества СПС теряются из-за существенного ухудшения экологии среды: звукового удара, шума в зоне аэропорта, загрязнения атмосферы. В процессе исследований получен ряд важных результатов для создания проекта СПС-II, как основы глобальной транспортной системы сверхзвуковых перевозок.

Ключевые слова: сверхзвуковой пассажирский самолёт I и II поколения, пассажиропоток, глобальная транспортная система сверхзвуковых перевозок.

Развитие авиации как части мировой экономической системы определяется многочисленными факторами, но в первую очередь ростом национального дохода, ростом населения и развитием новых экономических регионов. В результате исследований оказалось, что даже по самым пессимистическим прогнозам глобальные воздушные перевозки существенно возрастут (Рис. 1, [20]).

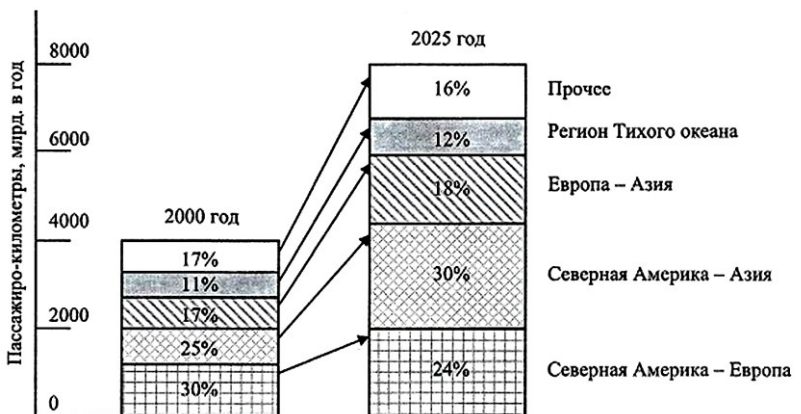


Рис. 1. Прогноз годовых пассажиропотоков на линиях большой дальности

Распределение пассажирооборота по зонам дальности показывает, что в настоящее время удельный вес дальних перевозок на расстояния более 2000км составляет примерно 35%.

Предполагается, что к 2025 году примерно половина пассажиропотока будет приходиться уже на дальности больше 4000 км, число самолётов на этих линиях возрастет до 5500–6000шт.

В 2012 году отмечается юбилей официального старта одной из самых амбициозных проектных разработок XX века в области авиации первых двух сверхзвуковых пассажирских самолётов: Ту-144 в Советском Союзе и «Конкорд» в англо-французском консорциуме «Аэроспасьаль». Естественно, НИОКР велись ранее в течение ряда лет, но указанный срок можно рассматривать как некую точку «невозврата» оба проекта стремительно начали приобретать жизненные очертания.

Для дальних линий воздушный транспорт не имеет конкурентов, и можно утверждать, что самолёт является приоритетным видом транспорта для трасс протяжённостью более 2000–2500км.



Рис. 2. Прогноз по самолётам большой дальности

Чтобы преодолеть это расстояние на современном дозвуковом самолёте пассажиру требуется порядка трёх часов полётного времени. По мере увеличения длины трассы продолжительность полётного времени увеличивается, в связи с этим становится все эффективнее применение более скоростных самолётов.

В первую очередь речь пойдёт об уже реализованных проектах сверхзвуковых самолётов I поколения, упомянутых выше, рассчитанных на полёт со скоростью 2000–2100 км/час (далее СПС-I). Практически двойное увеличение скорости полёта по сравнению с дозвуковым самолётом ($M=0,8$) и связанная с этим экономия времени полёта создают ряд привлекательных свойств, относящихся как к самочувствию пассажиров, так и к повышению топливной экономичности самолёта.

Сокращение времени полёта на СПС-I обеспечивает:

- высвобождение времени для трудовой деятельности;
- уменьшение усталости пассажира до допустимых норм;
- расширение числа личных контактов;
- практически двойное увеличение производительности самолёта.

Ниже приводятся некоторые расчётные оценки указанных позиций, выполненные на основе упрощённого алгоритма, отражающего основные факторы влияния лётных характеристик СПС-I. На Рис. 3 приведены типовые графики изменения путевой скорости дозвукового самолёта ($M=0,8$) и СПС-I ($M=2,0$). Участки в начале и в конце пути, соответствующие набору высоты после взлёта и снижения перед посадкой показаны условно:

- для СПС-I средняя скорость при наборе высоты принята 1000 км/час и дальность полёта до выхода самолёта на число $M=2,0$ составляет 1000 км.;
- для дозвукового самолёта средняя скорость при наборе высоты принята 500 км/час и дальность полёта до выхода на $M=0,8$ составляет 300 км.;
- СПС-I может совершать две промежуточные посадки, на каждую из которых отводится 1 час пребывания пассажиров на земле, включая питание, восстановительные процедуры.

V , тыс. км/час

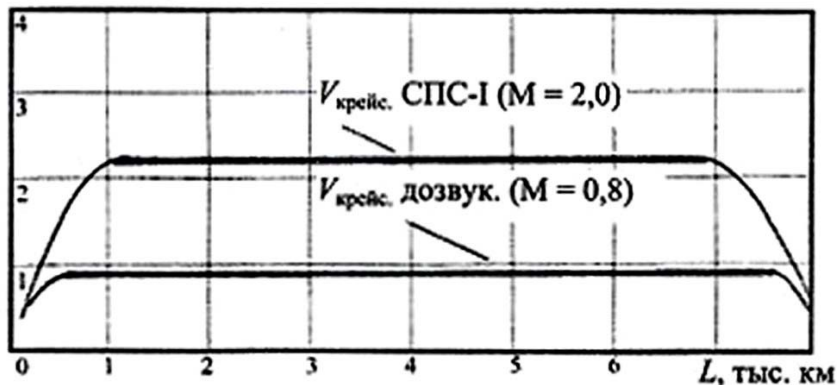


Рис. 3. График путевой скорости СПС-I и дозвукового самолёта

Анализ тенденций пассажирских авиаперевозок показывает увеличение доли дальних самолётов, обеспечивающих беспосадочную доставку 300–400 пассажиров на дальность 15–16 тыс. км [17, 18]. Здесь можно отметить уже летающие самолёты «Боинг-747-8 Intercontinental», проекты

«Эрбас» А-340-500, А-350-800 и другие. Для сравнительных оценок рассмотрим СПС-I, имеющий беспосадочную дальность 6тыс.км, которому для достижения максимальной дальности дозвукового самолёта требуется две промежуточные посадки.

Для оценки экономии полётного времени рассмотрим график (Рис. 4), построенный без учёта времени переезда в аэропорт и обратно, регистрации. Добавлено в начале и в конце пути по 1 часу полёта со средней скоростью 1000км/час и 1 час на промежуточную посадку. Дозвуковые участки СПС условно не учитывались. Поэтому приведённые данные можно рассматривать как предельные. На том же графике представлена зависимость времени полёта от дальности для дозвукового самолёта ($M=0,8$), совершающего беспосадочный рейс на дальность 16тыс.км.

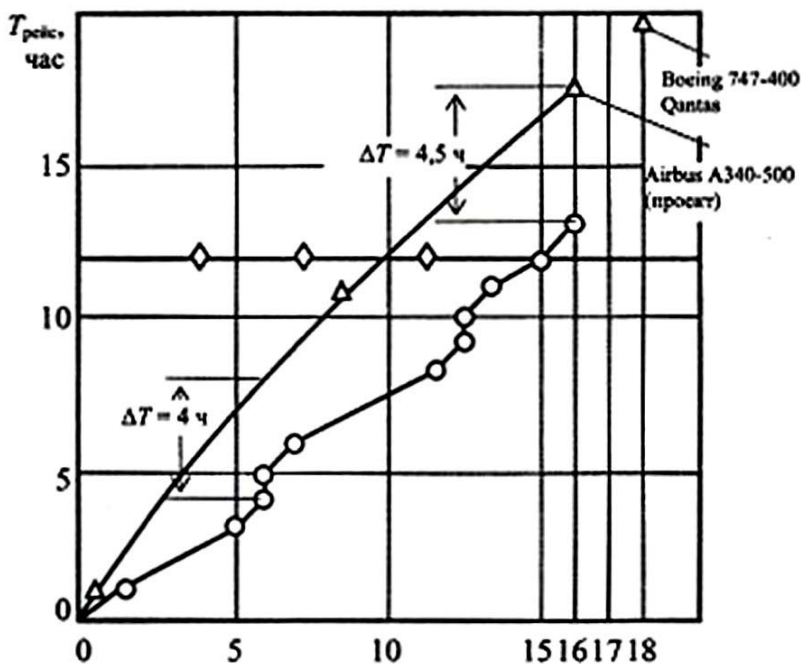


Рис. 4. Зависимость времени полёта от дальности:

- Δ — — дозвуковой самолет;
- O— — СПС-I (2 посадки по 1 часу);
- \diamond — — полёт 12 часов (светлое время)

Видно, что экономия времени в результате применения СПС-I на тех же трассах, что и дозвуковые самолёты, составляет порядка 45% на дальности беспосадочного полёта СПС.

При продолжении полёта после посадки экономия времени уменьшается, затем вновь растёт до следующей посадки. При достижении дальности 16тыс.км (в конце полёта дозвукового самолёта) экономия времени составит порядка 26%. В часах это составляет:

- при дальности 16тыс.км время полёта СПС-1 примерно на 4,5 часа меньше, чем на дозвуковом самолёте;
- при дальности 6тыс.км сокращение времени примерно 4 часа. Поэтому общая экономия времени полёта туда и обратно составляет 8–8,5 часов практически целый рабочий день.

Статистикой замечено, что число личных контактов людей резко возрастает, если время путешествия между двумя пунктами менее 12 часов («светлое время»). Как видно из графика на Рис. 4 в диапазоне дальности 10–15тыс.км пассажир может предпочесть СПС-1 дозвуковому самолёту, так как, несмотря на две посадки, время путешествия составляет не более 12 час при дальности 15тыс.км, в то время как дозвуковой самолёт за 12 часов «светлого времени» преодолевает дальность 10тыс.км. Таким образом, площадь обслуживания населения у самолёта СПС-1 в 2 раза больше, чем у дозвукового самолёта.

Важнейшим фактором при большом времени полёта является усталость пассажиров и экипажа. Подробная информация представлена в сети INTERNET, обобщенное графическое представление дано на Рис. 5 [21]. Видно, что при времени полёта порядка трёх часов самочувствие пассажира нормальное. При увеличении времени до 4,5–5,0 часов наступает интенсивное возрастание усталости, при более продолжительных рейсах усталость становится решающим фактором, который сводит на нет все привлекательные стороны полёта и весьма пагубно сказывается на здоровье пассажиров.



Рис. 5. Зависимость показателя усталости K неподвижно сидящего пассажира от времени полёта T

Практически единственным средством уменьшения усталости является сокращение полётного времени путём применения сверхзвуковых пассажирских самолётов. Полёт СПС-1 на дальность 6000км продолжается порядка 3–3,5 часов до первой посадки. Продолжение полёта возможно только после

отдыха пассажиров на земле не менее 1–1,5 часов. Для достижения дальности 16 тыс. км требуется две промежуточные посадки.

Однако при этом фактор усталости практически не сказывается, поскольку каждый отрезок полёта продолжается порядка трёх часов, после чего следует посадка и отдых пассажиров.

Рассмотренные факторы должны обеспечить для пассажира большую привлекательность полёта на СПС по сравнению с полётом на дозвуковом самолёте и дать определённые преимущества СПС в конкурентной борьбе.

Более глубокие исследования различных особенностей сверхзвукового полёта и экономических критериев, проводимые практически на протяжении всего процесса проектирования, постройки, сертификации СПС-1, показали, что реализации этих преимуществ противостоят очень серьёзные проблемы, в первую очередь экономического и экологического характера, которые привели достаточно быстро к многократному уменьшению числа заказов на СПС-I и прекращению работ по СПС США (Рис. 6)

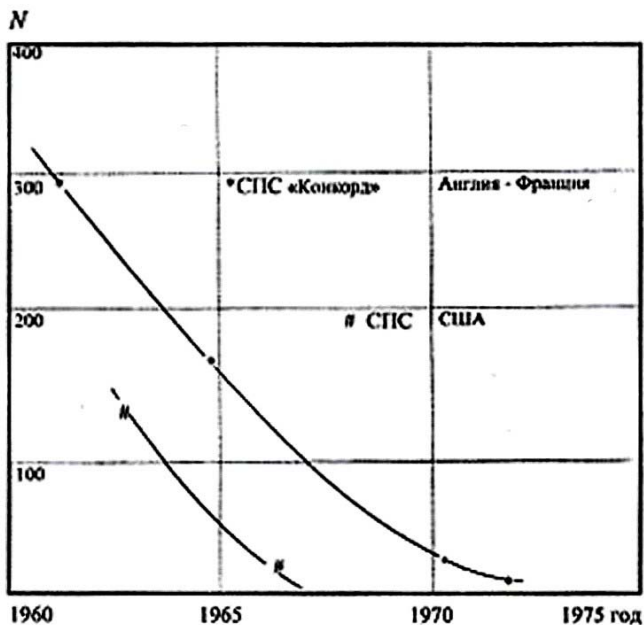


Рис. 6. Динамика изменения числа заказов N на сверхзвуковые пассажирские самолёты

Возможно, важнейшую роль в этот период сыграл резкий рост цен на нефть (Рис. 7).

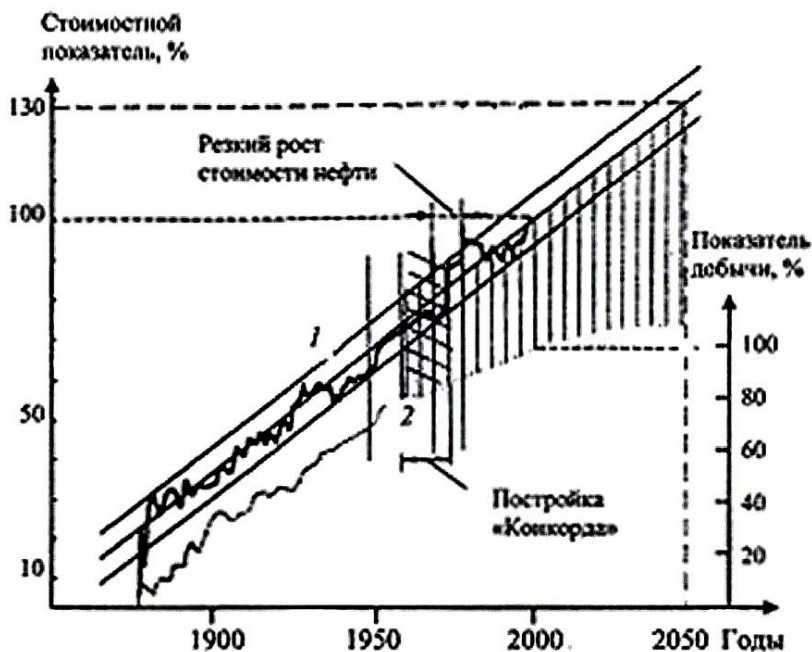


Рис. 7. Мировая добыча нефти в стоимостном выражении:

1 – стоимостная динамика нефтепродуктов;

2 – динамика мировой добычи нефти

Рассмотрим на основе данных динамику роста добычи нефти и прогноз стоимости динамики нефтепродуктов, основным показателем которой примем произведение цены на темп роста добычи (Рис. 7, [22]). По своему содержанию такой показатель определяет отраслевой выпуск продукции в стоимостном выражении - добыча нефти в долларах, рассчитанная по среднегодовым текущим ценам.

«Конкорд» является рекордсменом по затратам топлива. Топливная эффективность «Конкорда» при полёте по Североатлантической трассе (6000км, 100 пассажиров, 78т расходуемого топлива) составляет 130–140 г/пасс/км. Для сравнения, топливная эффективность самолёта «Боинг - 747-100» (6000км, 372 пассажира 102т расходуемого топлива) составляет 45,7г/пасс/км, то есть почти в три раза меньше, чем у «Конкорда».

Гипотетическая оценка себестоимости перевозок a даёт для «Конкорда» несколько более оптимистический результат:

$$a = \frac{A}{nNV_{\text{рейс}}},$$

где

A - общие эксплуатационные расходы на 1 час лётной эксплуатации;

n - коэффициент загрузки;

N - число пассажиров;

$V_{\text{рейс}}$ - рейсовая скорость (км/час).

Поскольку доля топлива для СПС в эксплуатационных расходах может составить до 50%, прямые эксплуатационные расходы «Конкорда» на начало эксплуатации в 1974г. оценивались примерно 10000 долл./час, то есть на 20–25% больше, чем для «Боинга - 747-100».

По данным IATA в 1974г. по всем воздушным компаниям и трассам средний коэффициент загрузки составил 0,557, для «Конкорда» по разным источникам величина « n » оценивалась в диапазоне 0,56–0,65. Принимая средний коэффициент загрузки для «Боинга» 0,56 (372 пассажира, скорость 900км/час), для «Конкорда» - 0,6 (100 пассажиров, скорость 2000км/час), вычислим отношение себестоимости перевозок «Конкорд» a^* /«Боинг» a^{**} : $a^*/a^{**} = 2,12$.

Существует ряд оценок, позволяющих скорректировать это отношение:

– так как «Конкорд» предоставляет более высокий уровень комфорта (уменьшение усталости, практически бесшумный салон), то для первой оценки можно считать весь салон первым классом, что эквивалентно увеличению стоимости билета на 15% по сравнению с «Боингом», из этого следует: $a^*/a^{**} = 1,8$;

– далее вводится доплата за скорость. Величина её установлена путём опроса пассажиров. Например, в США от 40% до 90% опрошенных предпочтут лететь «Конкордом» вместо Боинга-747, если надбавка к тарифу не будет превышать 20%. В этом случае: $a^*/a^{**} = 1,5$;

– далее разумно предположить, что по мере накопления опыта эксплуатации удастся снизить эксплуатационные расходы до уровня «Боинга - 747», в этом случае: $a^*/a^{**} = 1,17$;

– если также принять, учитывая престижность и новизну «Конкорда», коэффициент загрузки $n = 0,7$ для первых лет эксплуатации, то $a^*/a^{**} \approx 1$, то есть в идеальном предельном случае «Конкорд» может быть равен «Боингу - 747» по себестоимости перевозок.

Однако в конкретных условиях эксплуатации мало шансов на успешную реализацию всех рассмотренных выше положительных факторов, особенно с учётом роста пассажироместимости более поздних модификаций «Боинга - 747». Можно принять, в лучшем случае, что в среднем по всем трассам СПС-I примерно вдвое уступает «Боингу- 747» по себестоимости перевозок.

В перспективе эта разница может увеличиться за счёт снижения коэффициента загрузки и, роста цен на топливо, то есть экономический успех эксплуатации СПС-I выглядит проблематичным.

Скорее всего, решающей причиной относительной неудачи проекта СПС-I явилась недостаточная проработка экологических вопросов, в первую очередь звукового удара, шума в зоне аэропорта, загрязнения атмосферы.

Звуковой удар

Звуковой удар, сопровождающий полёт СПС на сверхзвуковой скорости (Рис. 10), является чрезвычайно серьёзной проблемой. При полёте СПС первого поколения («Конкорд», Ту-144) были зафиксированы перепады давления на земле непосредственно под траекторией полёта СПС-I $\Delta p = 70\text{--}110\text{Па}$. Такие величины давления считаются неприемлемыми для человека, поэтому трассы СПС-I строят так, чтобы большая их часть с скоростью полёта более $M=1$ пролегла над морем. Практически сейчас все страны запретили полёты СПС-I в своём воздушном пространстве со сверхзвуковой скоростью.



Рис. 8. Зависимость времени полёта от дальности (для СПС-II)

Воздействие СПС на окружающую среду

Опыт полётов самолётов Ту-144 и «Конкорд» позволил получить объективные данные по условиям эксплуатации сверхзвуковых самолётов и по их возможному воздействию на окружающую среду. Для исследования этого вопроса были проведены широкие программы в США (СИАР), Великобритании, Франции, Японии и СССР.

Согласно приближенным оценкам, может происходить сокращение на 5–10% озонового слоя при выбросах NO_x в размере 1,2 мегатонн в год. Прогнозируемая величина выброса NO_x по данным приведена на Рис. 11. Можно считать вполне очевидным, что чем больше топлива сжигает СПС, тем больше он загрязняет атмосферу. В связи с этим важнейшее значение приобретает для СПС улучшение показателя топливной экономичности. Расчёты показывают, что сверхзвуковые пассажирские самолёты по этому показателю почти в 3 раза хуже дозвуковых самолётов.

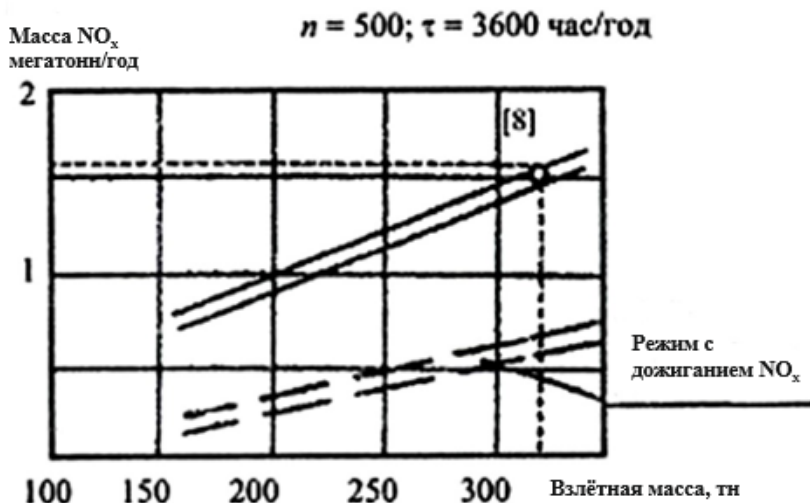


Рис. 11. Масса окислов азота NO_x , выбрасываемых в год:
 n — число самолётов СПС-II, τ — годовой налёт

Шум на местности в зоне аэропорта

В соответствии с Международным стандартом ИКАО (Прил. 16) в настоящее время уровни шума нормируются в трёх контрольных точках при взлёте, наборе высоты и посадке. Эксплуатация СПС I поколения показала, что суммарный уровень шума значительно превышает установленные нормативы (Рис. 10).

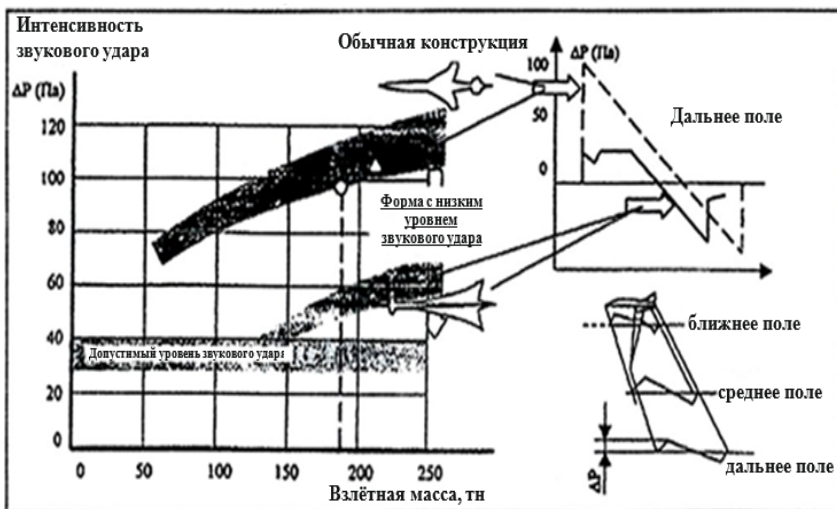


Рис. 10. Влияние массы и формы сверхзвукового самолёта на интенсивность звукового удара по земле

Проблемы создания СПС II поколения

К настоящему времени накоплен значительный опыт эксплуатации сверхзвуковых самолётов I поколения, дающий достаточно фактического материала для оценки присущих им достоинств и недостатков и поиска путей дальнейшего развития, которое будет зависеть от ситуации с топливом, потребности в скоростных перевозках, преодоления ряда технических проблем, например, связанных со снижением шума, звукового удара, уменьшения выбросов NO_x на больших высотах в зоне озонового слоя, а также на земле в районе аэропорта.

Поскольку компоновка СПС не позволяет варьировать пассажировместимость традиционными методами, при создании проекта СПС-II в первую очередь необходимо определить пассажировместимость. С учётом повышенной скорости оборачиваемости СПС-II должен перевозить в одноклассной компоновке 350–400 пассажиров при беспосадочной дальности полёта 7500–8000 км. [3]. Полёт на предельную дальность 15–16 тыс. км выполняется с одной посадкой, в процессе которой пассажирам для отдыха на земле даётся время не менее 1,5 часов, учитывая, что продолжительность беспосадочного полёта на дальность 8000 км будет составлять не менее 4 часов при крейсерской скорости полёта, соответствующей $M=2,2$.

Предлагаемые в настоящее время проекты дальних дозвуковых самолётов [17, 18] рассчитаны на дальность 15–16 тыс. км. Однако реальная эксплуатация показывает, что среднее время рейса по всем модификациям всех самолётов типа «Боинг-767» составляет 1,5–2,0 часа [14, 15]. Видимо,

большинство Airbus эксплуатируется на сравнительно коротких линиях, поскольку только 0,5% мирового пассажиропотока нуждается в сверхдальних беспосадочных перелётах. Этот фактор нужно учитывать при определении потребной дальности беспосадочного полёта СПС-II, о чём сказано выше.

В процессе исследований и опытно-конструкторских работ получен ряд важных результатов для проекта СПС II-го поколения:

- сочетание интегральной компоновки с новыми средствами механизации и формой крыла в плане приведёт к значительному улучшению аэродинамических характеристик;

- двигатели изменяемого цикла, работающие в дозвуковом полёте как двухконтурные, а в сверхзвуковом как одноконтурные, позволят снизить уровни шума и эмиссию загрязняющих веществ;

- меры по снижению веса конструкции, высокотемпературные композиционные материалы, усовершенствованные сплавы алюминия с литием, суперпластичное формование и диффузная сварка титана смогут обеспечить экономию топлива до 30%.

Эти и другие прогрессивные технологические решения, которые могут быть реализованы к 2015–2020гг., тем не менее показывают, что аэродинамические и массовые характеристики СПС-II могут быть значительно улучшены.

Для снижения шума на сверхзвуковом самолёте II поколения могут предусматриваться следующие мероприятия:

- применение двигателя изменяемого цикла (ДИЦ), который на сверхзвуковом режиме полёта работает как одноконтурный ТРД с малым удельным расходом топлива, а при взлёте и посадке превращается в двухконтурный двигатель, обеспечивающий малошумный профиль скоростей газа на выходе из двигателей;

- применение автоматической системы управления двигателями, обеспечивающей их дросселирование до заданного режима и на заданном расстоянии от старта;

- применение сопла двигателя с широким диапазоном регулирования критического сечения, позволяющим дросселировать тягу двигателей при постоянном расходе воздуха.

Эти мероприятия позволяют снизить уровень шума до разрешённых в настоящее время величин (Рис. 9), [2]). Снижению уровней шума будет способствовать также уменьшение взлётной массы СПС-II, что весьма важно, если иметь в виду непрерывное ужесточение требований по шуму.

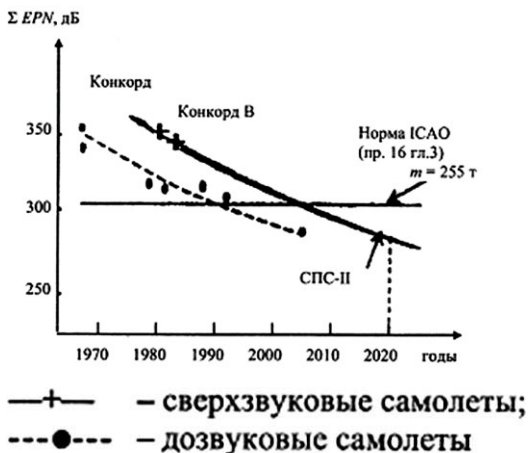


Рис. 9. Суммарный уровень шума в трёх контрольных точках при взлёте и посадке

Масштабные исследования были направлены на поиск компоновочных схем, которые обеспечивали бы уменьшение уровня звукового удара до приемлемых величин $\Delta p = 30\text{--}40\text{Па}$ при скорости полёта, соответствующей $M = 2,0\text{--}2,2$, что позволило бы практически полностью снять ограничения для полётов над населёнными местностями. Форма такого самолёта с низким уровнем звукового удара имеет отличительные особенности:

- спрофилированный фюзеляж;
- крыло малого удлинения большой стреловидности с большим передним наплывом;
- специальное распределение площадей поперечных сечений по длине самолёта (Рис. 10).

Согласно приведённым данным такая схема обеспечивает перепад давления при звуковом ударе $\Delta p = 30\text{--}40\text{Па}$ при скорости $M = 2,0\text{--}2,2$.

Расчётные результаты приведены на Рис. 10, где справа показано, как изменяется форма N-волны при переходе от исходной схемы к схеме с низким уровнем звукового удара. Однако специалисты фирмы «Боинг» отмечают, что масса пустого самолёта в такой компоновке на 11% больше расчётной массы исходного самолёта, хотя звуковой удар был значительно снижен.

В исследованиях ЦАГИ показано, что безопасное для озона необходимое связывание окислов азота NO_x за двигателями с высоким содержанием углеводородного индекса происходит на расстоянии нескольких метров от сопла. При этом уменьшается суммарная концентрация NO_x [19].

Вряд ли возможно на 15–20 лет вперед точно спрогнозировать сочетание всех факторов. Тем более трудно представить положение, которое может сложиться в течение последующих лет эксплуатации СПС-II. Конкурентоспособный проект СПС-II должен обеспечивать выполнение действующих в настоящее время ограничений по шуму на местности (ИКАО, Гл. 3, Пр. 16), по звуковому удару (предположительно $\Delta p < 40\text{Па}$ для полётов над сушей),

по загрязнению окружающей среды, по эксплуатации с принятым нормированием резервов топлива, по совместимости с системами УВД дальних дозвуковых самолётов (дальность полёта при этом должна составлять 7500–8000км, пассажировместимость 350–400 пассажиров).

Вследствие этих факторов СПС второго поколения согласно проекта позволяет выполнить сверхзвуковые полёты при числе $M = 2\text{--}2,2$ без ограничений, однако, является более сложным и рискованным. Его шансы значительно повышаются, если СПС-II рассматривать как основу глобальной транспортной системы сверхзвуковых перевозок, включающую увеличение запаса топлива путём дозаправки в воздухе [13, 20].

Литература

1. Flight-1988. № 4139. - с.38-40.
2. Avion de Transport Ff grande Vitesse, Aerospatiale, Division Avions, Planning Strategique, 1990.
3. Flight International. - 1995. 12 ноября.
4. AFP, Paris. 23.05.90; reuter, Paris, 23.05.90; UPI; Paris, 23.05.90.
5. AIAAPaper. - 1988. №4466. с.1-8.
6. Science & Vie. 1989.-№866. с.94-98, 176-180.
7. AIAAPaper. 1988-№2985. - с.1-12.
8. Reunion Franko - Sovetique Groupe de Travail Economie et Marche, Aerospatiale, 1990.
9. Aviation week & Space Technology. 1990. 132, № 1. с.40.
10. 10. Flight. 1989. 136, № 4182. - с. 21.
11. Science & Via. - 1989. № 758. - с. 76.
12. Попов Ю.Н., Пухов А.Л., Рулин В.И. Разработка сверхзвукового пассажирского самолёта II поколения. - М.: ПБП Выпуск 4, 1991. с.3-27.
13. Рулин В.И., Юдин Г.В., Пухов А.Л., Черемухин Г.А. Некоторые аспекты аналитического исследования параметров транспортной системы на основе сверхзвукового пассажирского самолёта II поколения. - Доклад на Всероссийской НТК «Новые материалы и технологии». - М.: РГТУ им. К.Э. Циолковского, 1998.
14. ukrtrans.net
15. airlinesinform.ru
16. russianplanes.net/reginfo/428
17. Reference guide commercial airplanes. Printed USA 141087 01/09.
18. Airbus family figures. AKADS Company.
19. Коршаков Н.Г. Задача нейтрализации окиси азота.
20. Деянов Е.А. Разработка методики синтеза проектных параметров самолётов.
21. Engineering status HSCT Program.- H. Robert Weige Douglas Aircraft Company, 1991.
22. Кузьмин В.И., Пронина Е.Н., Галуша А.Н. Долгосрочные тенденции мировой динамики добычи нефти и её текущих цен. - Энергосбережение, № 4, 2006.
23. 100 долларов за баррель - болезненно, но жить можно. - Концептуально-аналитическая газета «Знание - Власть!», № 31 (301), август, 2006.

МЕТОДОЛОГИЯ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПАССАЖИРСКИХ ДАЛЬНЕМАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЁТОВ С КРЫЛОМ ОБРАТНОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ

© Рулин В.И., Юдин Г.В., Лищинский М.А., Волхонский А.Е.

Аннотация. Представлено исследование для предварительного проектирования облика дальнемагистральных самолётов интегральных схем, в частности, с крылом обратной стреловидности. Применение интегральных схем является перспективным направлением в области повышения топливной эффективности и улучшения экологических показателей магистральных самолётов.

Ключевые слова. Самолёт интегральной схемы, проектирование, крыло обратной стреловидности, пространственное геометрическое моделирование, электронный макет.

Рулин Виктор Иванович – доктор технических наук, профессор,
Юдин Геннадий Вячеславович – кандидат технических наук,
Волхонский Александр Евгеньевич – кандидат технических наук,
Лищинский Михаил Александрович –
МАИ (НИУ), г. Москва

Одним из возможных решений по повышению топливной эффективности и улучшения экологических показателей является создание пассажирских самолётов интегральных конструктивных схем (типа «летающее крыло») (Рис. 1, 2).

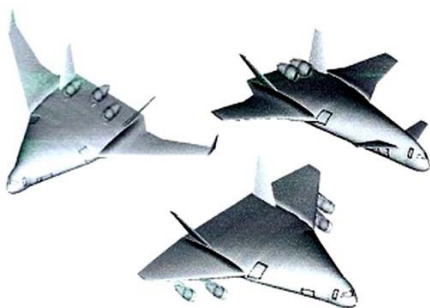


Рис. 1. Интегральные схемы с крылом прямого удлинения

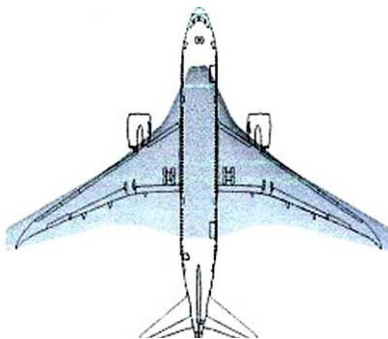


Рис. 2. Сравнение с самолётом обычной компоновки

Данной тематике посвящено большое число теоретических и экспериментальных исследований. В ряде работ показано, что применение данного проектировочного решения позволяет:

- повысить аэродинамические характеристики примерно на 30%;
- улучшить массовые характеристики примерно на 20%.

Интегральная схема позволяет обеспечить для дальних самолётов комфортабельное размещение 300 (и более) пассажиров, а также другие нагрузки при приемлемой относительной толщине центральной части компоновки, которая в большинстве проектов аналогов имеет форму крыла малого удлинения.

В работе [1], посвящённой положению дел в области создания самолётов интегральных схем, указано на ряд недостатков рассматриваемого типа самолётов, которые могут повлиять на указанные выше предварительные оценки в сторону уменьшения, основными из которых являются:

- новизна и относительно малая изученность аэродинамической, компоновочной и конструктивно-силовой схем;
- вероятность более активного процесса «роста массы» в ходе проектирования, несмотря на применение современных методов многодисциплинарной оптимизации;
- ряд проблем, связанных с обеспечением устойчивости и управляемости.

В данной работе рассмотрена компоновка с консолями обратной стреловидности (Рис. 3), которая, согласно исследованиям [2,3], проводившимся в ЦАГИ, позволяет с большей уверенностью реализовать преимущества интегральной схемы.

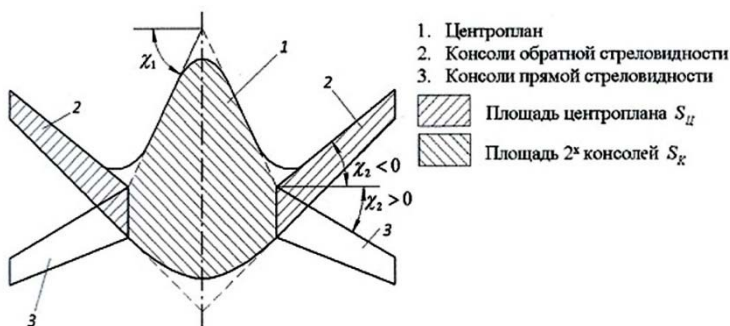


Рис. 3. Компоновка с консолями обратной стреловидности

Помимо известных преимуществ крыла обратной стреловидности как такового, его применение на самолётах интегральной схемы позволяет:

- расположить элевоны перед центром приложения подъёмной силы, позволяет изменять угол тангажа без потери высоты;
- сместить заделку консолей крыла в хвостовую часть самолёта, что способствует более рациональной компоновке пассажирского салона.

Конструкционные мероприятия, обеспечивающие сопротивление крыла обратной стреловидности дивергенции, включающие в себя применение композиционных материалов с определённой направленностью волокон, успешно апробированы на практике (Рис. 4,5,5а) [4], что даёт основания к внедрению крыла с обратной стреловидностью в гражданское самолётостроение.

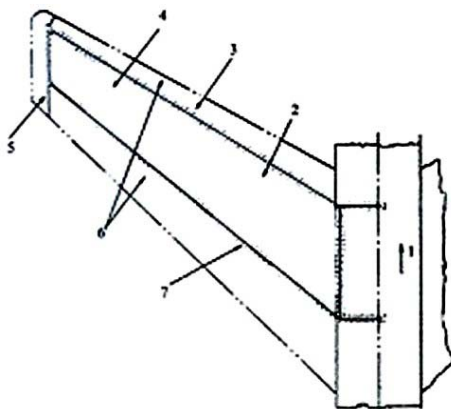


Рис. 4. Модель КОС фирмы Грумман
 1 - направление полёта; 2 - углепластиковая обшивка;
 3 - углепластиковый передний лонжерон;
 4 - сотовый наполнитель (на всю толщину крыла);
 5 - углепластиковая концевая нервюра;
 6 - носок и хвостовая часть крыла со стеклопластиковой обшивкой и пенопластовым наполнителем;
 7 - углепластиковый задний лонжерон

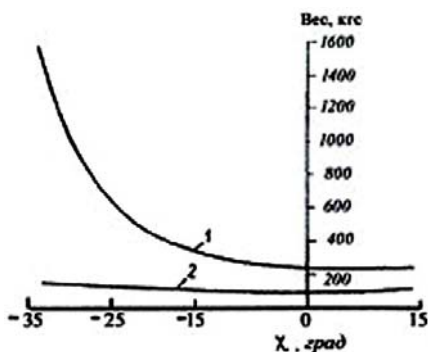


Рис. 5. Изменение веса крыла лёгкого истребителя в зависимости от угла стреловидности
 1 - алюминиевая конструкция;
 2 - композитная конструкция

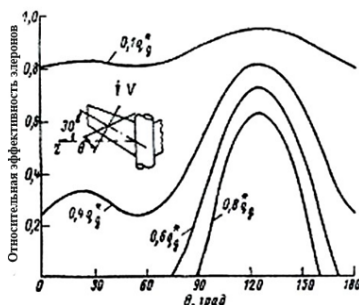


Рис. 5а. Изменение эффективности элеронов упругого крыла в зависимости от ориентации волокон материала

В ходе исследования разработана формализованная методика определения проектных параметров самолёта на этапе предварительного проектирования на базе технологий полного электронного определения изделия (в частности, САД-систем), включающей:

- формирование оптимальных конструктивно компоновочных решений для дальних самолётов средней пассажировместимости (250–300 человек);
- разработку методов определения массовых и центровочных данных, аэродинамических характеристик, параметров СУ, методов расчёта ЛТХ, ВПХ, ХУУ;
- математическую модель, основанную на модульной структуризации информационных потоков, расчётные алгоритмы на базе полуэмпирических и статистических зависимостей.

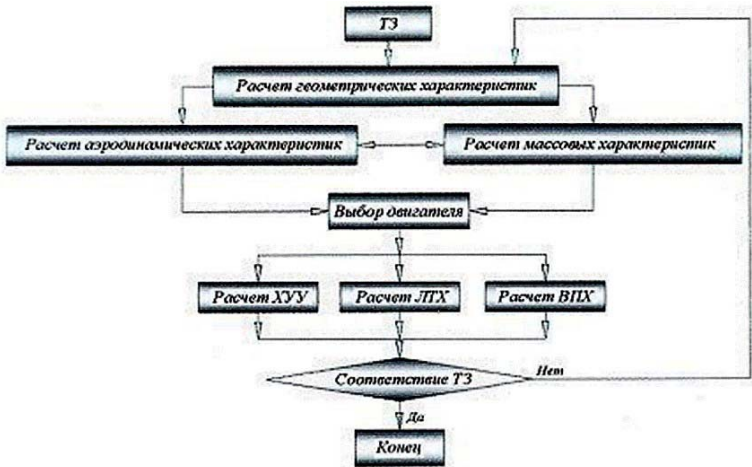


Рис. 6. Алгоритм определения параметров самолёта

Разработаны модули расчёта параметров самолёта (Рис. 6, 7):

- геометрических характеристик самолёта;
- массовых характеристик;
- аэродинамических показателей;
- данных по силовой установке для взлётно-посадочного и крейсерского режимов полёта;
- лётно-технических и взлётно-посадочных характеристик.

Ниже представлена методология формирования геометрического облика магистральных самолётов интегральных схем в системе пространственного геометрического моделирования.

В процессе разработки методологии проработаны вопросы:

- определения геометрических характеристик пассажирской кабины;
- формирования параметрического электронного макета магистральных самолётов интегральных схем;
- организации внутреннего пространства самолёта.

Геометрические характеристики пассажирской кабины определяются схемой самолёта, требованиями по размещению пассажиров и аварийному покиданию кабины.

Построение электронного макета начинается с создания эскиза плановой проекции планера, далее пространственно определяется линия фокусов, после чего производится профилировка модели (Рис. 8).

Внешние обводы формируются поверхностями двойной кривизны с плавностью до первой производной (Рис. 9).

На дальнейших этапах построения электронного макета производится компоновка пассажирской кабины и формируется предварительная конструктивно силовая схема (Рис. 10–12).

Размещение силовых установок в месте сочленения центральной части планера и консолей (Рис. 13) делает возможным обдув струёй двигателей части верхней поверхности крыла, что улучшает аэродинамические характеристики самолёта. Это подтверждено в ходе исследования путём продувки модели самолёта интегральной схемы в аэродинамической трубе (Рис. 14) [5, 7].

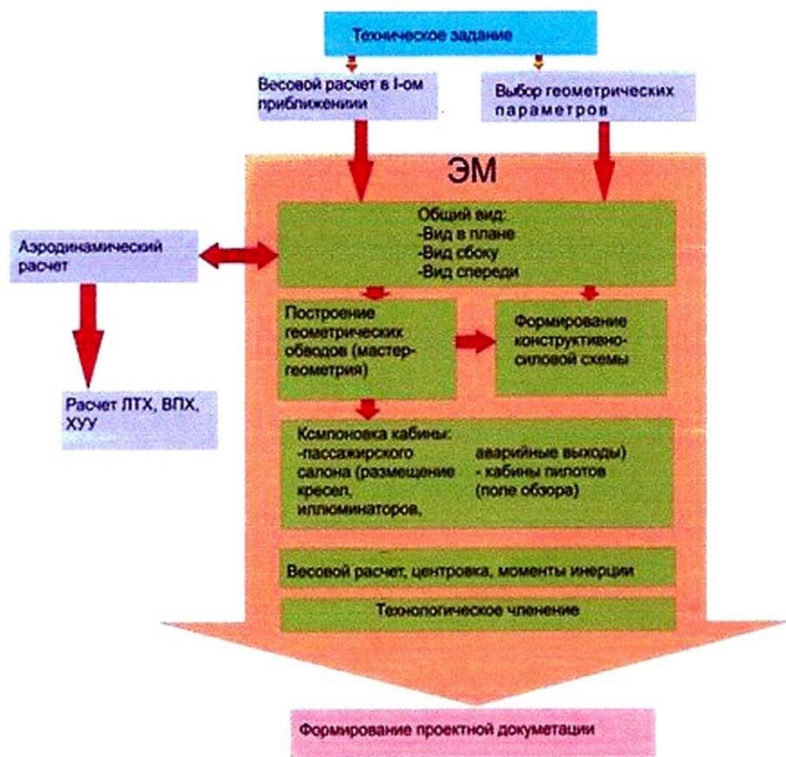


Рис. 7. Математическая модель расчёта основных данных

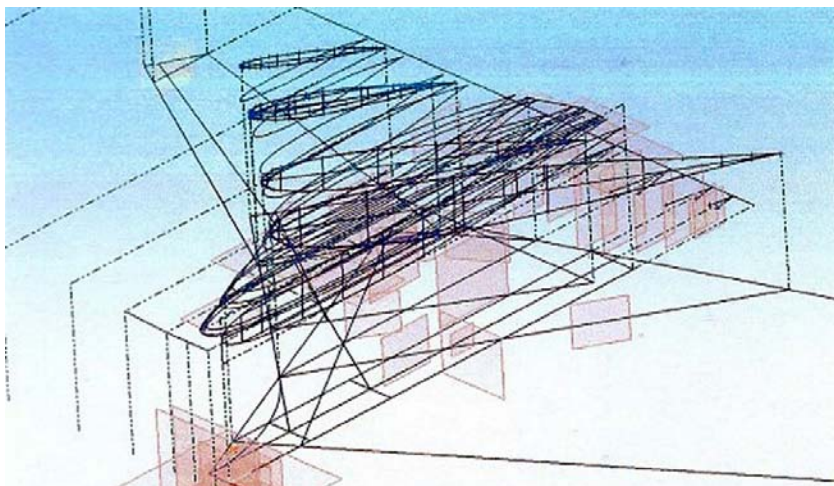


Рис. 8. Построение профилировки модели

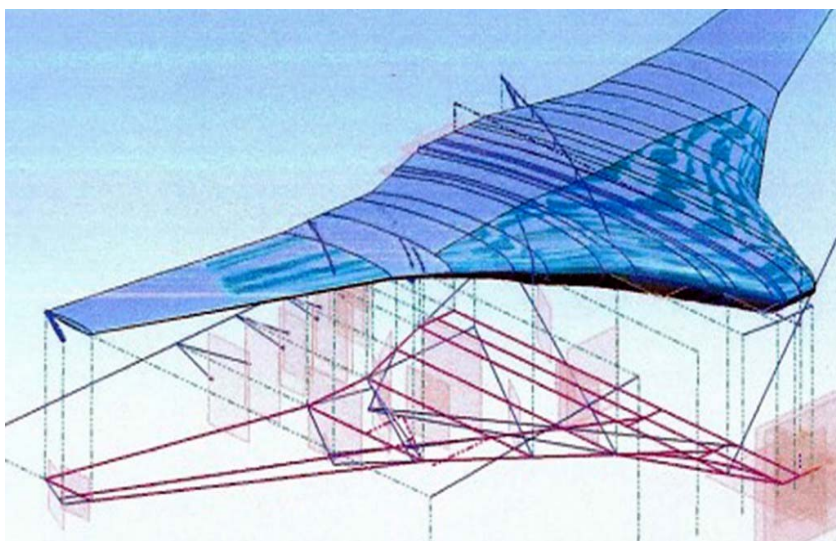


Рис. 9. Формирование внешних обводов

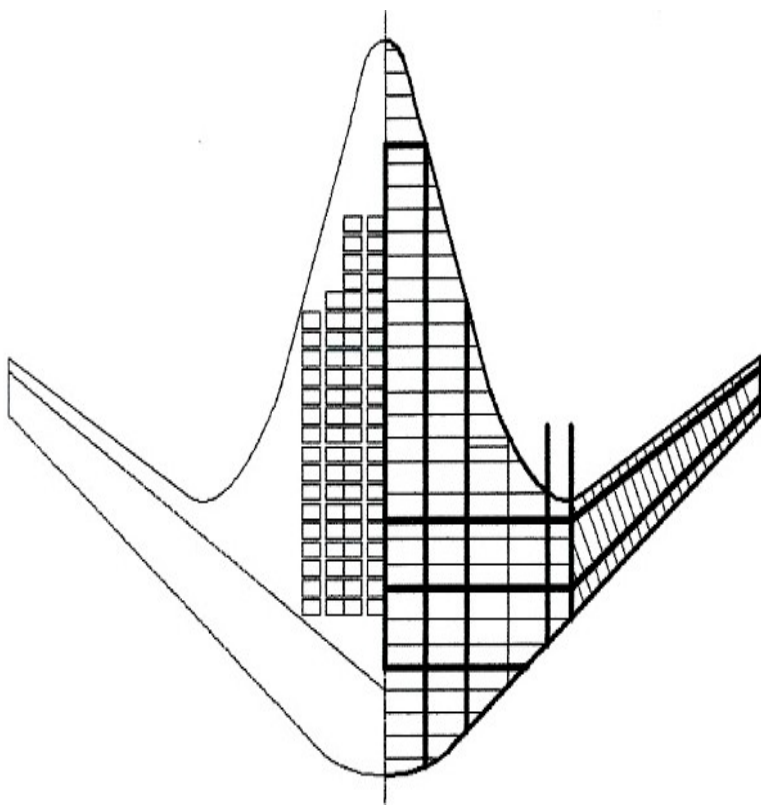


Рис. 10. Геометрия пассажирской кабины

Основными факторами, способствующими увеличению весовой отдачи самолёта интегральной схемы, являются:

- увеличение строительной высоты несущих поверхностей;
- более благоприятное распределение воздушной нагрузки за счёт применения обратной стреловидности консолей;
- упрощение взлётно-посадочной механизации, вследствие малой нагрузки на крыло и значительного влияния близости земли;
- распределение массы полезной нагрузки по размаху.

В ходе расчёта массовых характеристик самолёт разбивается на агрегаты и системы.

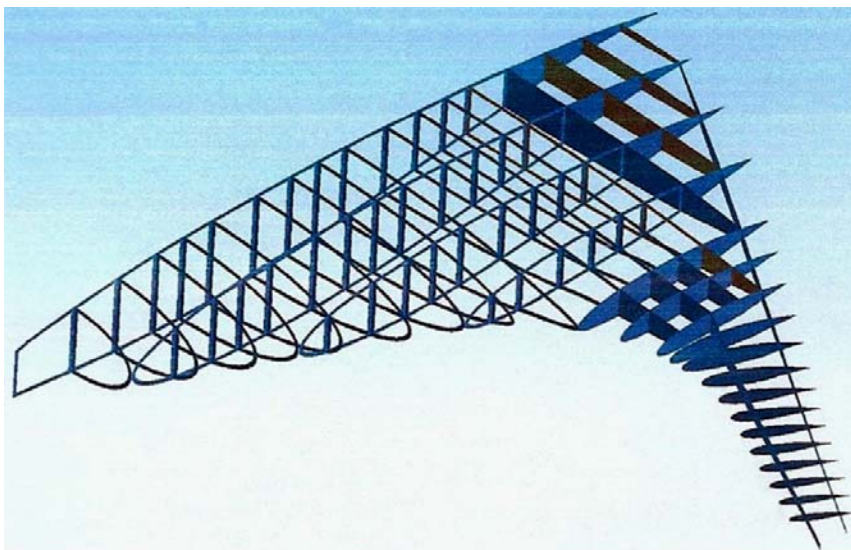


Рис. 11. Конструктивно-силовая схема

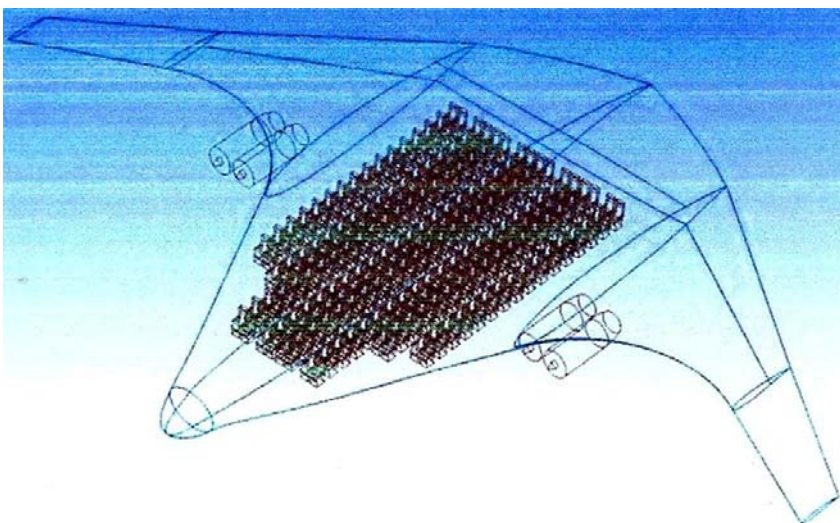


Рис. 12. Организация внутреннего пространства

За исключением конструкции планера расчёт массы агрегатов производится с применением статистических данных. Расчёт массы планера производится путём его аппроксимации фюзеляжами существующих самолётов (Рис. 15).

В модуле расчёта аэродинамических характеристик использованы

данные аэродинамических продувок КОС с передним наплывом, выполненные в ЦАГИ, МАТИ [7].

Определяются основные аэродинамические параметры центроплана и консолей крыла.

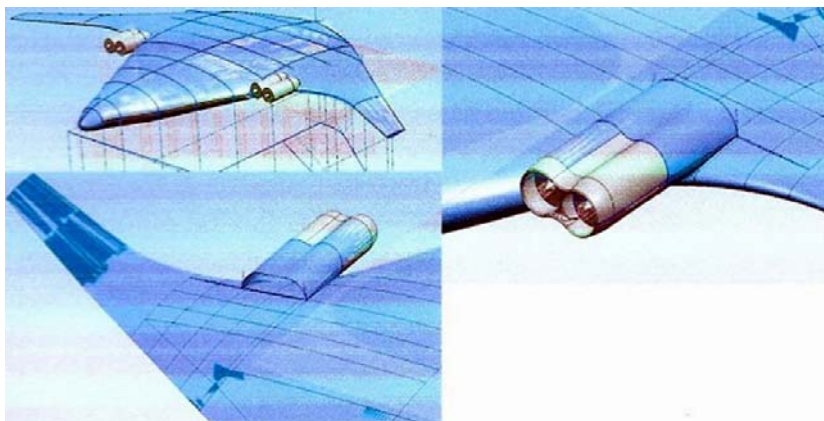


Рис. 13. Размещение силовых установок

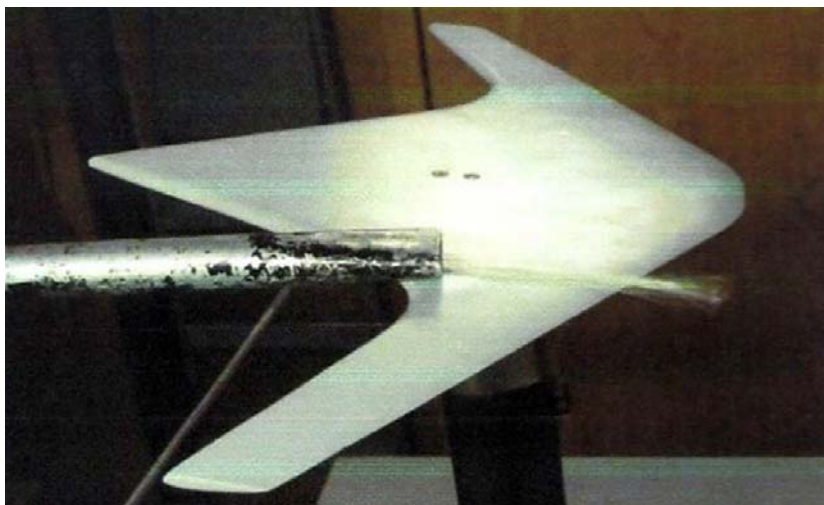


Рис. 14. Визуализация обтекания модели с имитатором силовой установки

Производится оптимизация распределения циркуляции путём аэродинамической и геометрической крутки с учётом эффекта супер-циркуляции от обдувки крыла струёй двигателя (Рис. 16).

Центроплан создаёт 40% подъёмной силы, консоли - 60%. Полученное аэродинамическое качество примерно 25.

Выявленное повышение аэродинамического качества на 25-30% на крейсерском режиме обусловлено:

- снижением профильного сопротивления вследствие уменьшения относительной омываемой поверхности;

- $S_{\text{ом}}/S = 2,1$ (по сравнению с величиной $S_{\text{ом}}/S \approx 5 \div 6$ для самолётов традиционных схем);

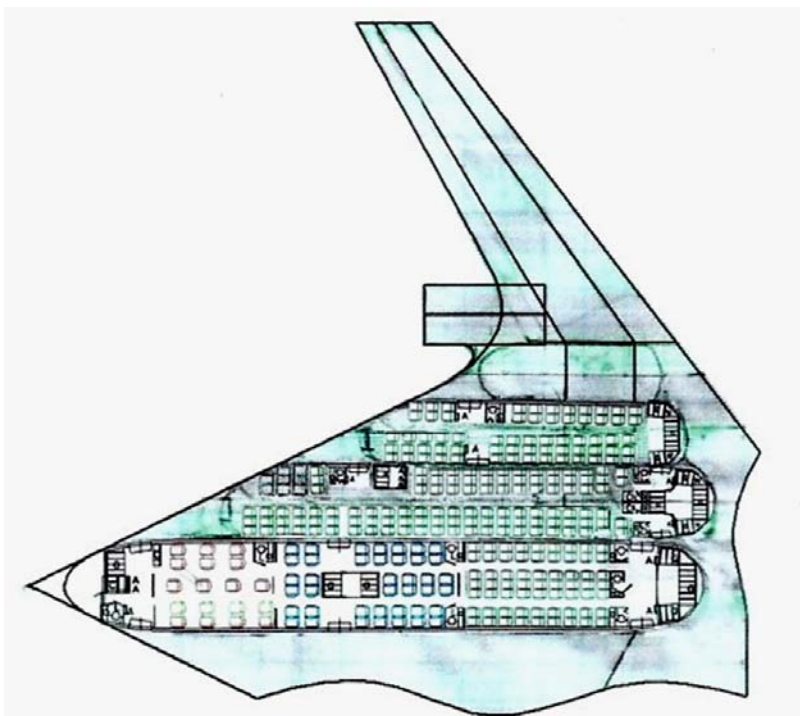


Рис. 15. Схема определения массы планера

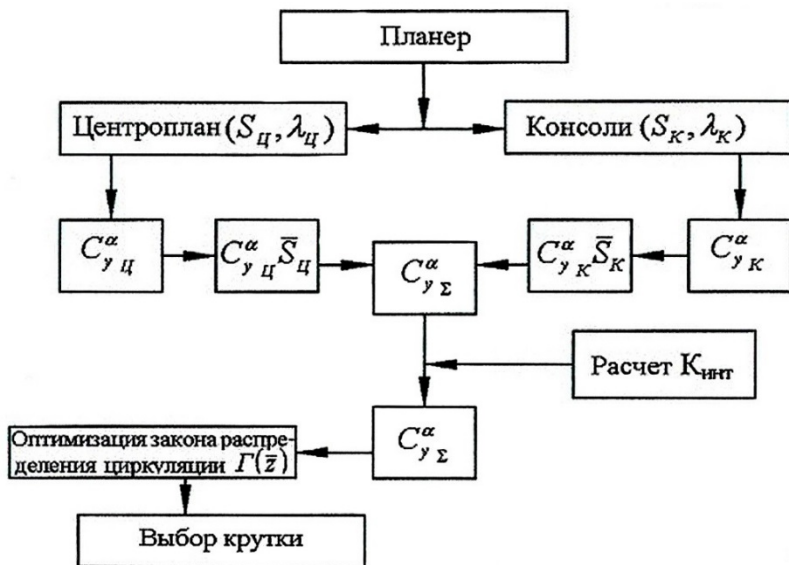


Рис. 16. Алгоритм расчёта аэродинамических характеристик

- уменьшением коэффициента трения C_f в связи с ростом числа Re (особенно в центральной части);
- $Re = 8 \cdot 10^6 C = 0,002$;
- плавным сопряжением консоли с фюзеляжем, что позволяет избежать вредной интерференции как при стыке с фюзеляжем в традиционных схемах, а также уменьшить вредное сопротивление за счёт уменьшения числа стыков и разёмов;
- обеспечением бескризисного обтекания, эллиптического закона распределения циркуляции по размаху крыла за счёт обратной стреловидности, геометрической и аэродинамической крутки;
- интеграцией силовой установки, уменьшением общего миделя компоновки, использованием струи газов для обдувки верхней поверхности крыла в зоне стыка, что позволяет ликвидировать отрыв потока и реализовать суперциркуляцию;
- по методике [6] произведено сравнение себестоимости пассажирских перевозок исследуемого самолёта интегральной схемы и Boeing 787-9 при полной загрузке салонов. Результат сравнения приведён на Рис. 17.

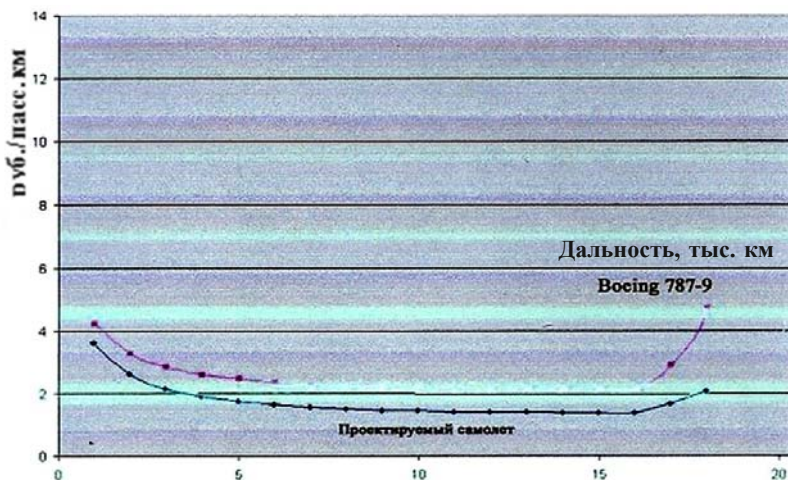


Рис. 17. Сравнение себестоимости перевозок при полной загрузке салонов

Выявленные преимущества самолётов, выполненных по интегральной схеме, свидетельствуют о необходимости продолжения исследований данного типа компоновок, в том числе с крылом обратной стреловидности.

Литература

1. Магистральные самолёты интегральной компоновки: проблемы и перспективы. *А.И. Матвеев, В.А. Подобедов.*, «Полёт», 9, 2008.
2. Расчётные исследования влияния геометрических параметров на аэродинамические характеристики крыльев прямой и обратной стреловидности при малых скоростях. *В.Д. Боксер, А.В. Петров, Н.Н. Славнов.* - Труды ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского. Выпуск 2239, - М., 1984.
3. Расчётные значения аэродинамических характеристик крыльев с прямой и обратной стреловидностью при дозвуковых скоростях. *В.А. Терехова, В.Г. Гавриленко.* - Труды ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, Выпуск 2237, - М., 1984.
4. Зарубежные исследования крыла обратной стреловидности и программа экспериментального самолёта Грумман-Х-29А. - Техническая информация (*обзоры и рефераты по материалам иностранной печати*). - № 9 (1463), 09, 1983.
5. *В.И. Рулин, Ю.В. Давыдов, М.А. Лищинский.* Экспериментальные исследования модели крыла обратной стреловидности для магистральных самолётов интегральных схем. - М.; «Авиационная промышленность», № 2, 2012.
6. *А.Е. Волхонский, Е.А. Деянов, В.И. Рулин.* Определение прямых эксплуатационных расходов и себестоимости перевозок на самолётах гражданской авиации, - М., МАТИ, 2013.
7. *Юдин, Г.В.* Методология комплексирования систем проектирования и испытаний летательных аппаратов: Монография. - М.: ВИМИ, 1999. - 252с.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МОДЕЛИ КРЫЛА ОБРАТНОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ ДЛЯ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЁТОВ ИНТЕГРАЛЬНЫХ СХЕМ

*В.И. Рулин, доктор технических наук,
Ю.В. Давыдов, кандидат технических наук,
(МАТИ - РГТУ им. К.Э. Циолковского),
М.А. Лищинский (ОАО «Туполев»)*

Представлены результаты исследования компоновки магистрального самолёта интегральной схемы с обратной стреловидностью консолей крыла.

Ключевые слова: самолёт интегральной схемы, крыло обратной стреловидности, суперциркуляция.

Производство самолётов, выполненных по интегральной схеме, одно из возможных направлений развития транспортной авиации. Применение интегральной схемы позволяет повысить топливную эффективность более чем на 25% по сравнению с имеющейся [1]. Это обусловлено повышенными значениями аэродинамического качества и весовой отдачи. Повышение аэродинамического качества происходит в результате уменьшения профильного сопротивления за счёт уменьшения относительной омываемой поверхности планера, снижения потерь, обусловленных интерференцией, в первую очередь, между фюзеляжем и крылом. Увеличение весовой отдачи является следствием уменьшения массы конструкции планера, силовых установок и топлива. Однако при проектировании магистральных самолётов, выполненных по интегральной схеме, приходится решать ряд проблем, связанных, в частности, с обеспечением необходимых характеристик устойчивости и управляемости, взлётно-посадочных характеристик [1]. Избежать эти затруднения можно, применяя на рассматриваемом типе самолётов консоли обратной стреловидности (Рис. 1).

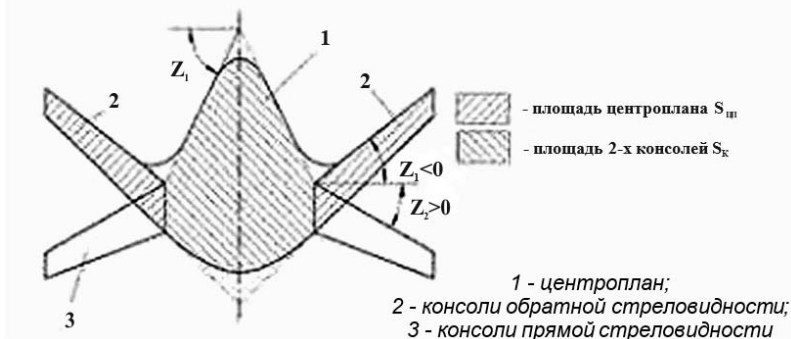


Рис. 1. Схема магистрального самолёта интегральной схемы с крылом обратной стреловидности

Крыло обратной стреловидности по сравнению с крылом прямой стреловидности уменьшает аэродинамическое сопротивление за счёт применения положительной аэродинамической крутки; даёт возможность лучшей управляемости на больших углах атаки и уменьшения скорости взлёта и посадки на 20–25% [2].

Долгое время созданию самолётов с крылом обратной стреловидности препятствовали невысокие скорости, при которых начиналась дивергенция крыла. В настоящее время разработаны конструкции, позволяющие устранить этот недостаток путём использования композиционных материалов с разнонаправленными волокнами.

Применение крыла обратной стреловидности на магистральных самолётах интегральных схем позволяет также уменьшить дополнительный пикирующий момент, возникающий при выпуске механизации. При этом управляющие поверхности, расположенные на концах крыльев, находятся перед центром масс самолёта, что положительно сказывается на характеристиках управляемости. В месте сопряжения центральной части планера с консолями крыла возникает зона возмущений, обусловленная, с одной стороны, перетеканием пограничного слоя от концов консолей к корневой части, с другой вихрем, создающимся на передней кромке центральной части планера, работающей как крыло малого удлинения.

Авторы предлагают устанавливать в месте сочленения центральной части планера и консолей двухконтурные реактивные двигатели, сопла которых расположены на верхней части крыла (Рис. 2). При этом истекающие из сопел газы положительно влияют на аэродинамическое обтекание места стыка центральной части и консолей, увеличивая энергию пограничного слоя. Кроме того, реактивная струя увеличивает подъёмную силу крыла за счёт суперциркуляции и улучшает характеристику продольного момента.



Рис. 2. Установка двухконтурных двигателей в зоне стыка центральной части планера и консоли крыла

Для подтверждения теоретических предположений авторы провели экспериментальные исследования по влиянию обдува верхней поверхности планера реактивной струёй двигателей на самолётах, выполненных по интегральной схеме. Эксперимент проведён в дозвуковой аэродинамической трубе АТ-1. Цель исследования экспериментальное определение основных аэродинамических характеристик предлагаемой схемы без обдува и с обдувом стыка консолей крыла и центральной части планера.

Исследования проводились на модели: на верхней поверхности стыка центральной части и консоли крыла был установлен имитатор силовой установки, который позволил с помощью специального компрессора обеспечить скорость истечения струи, примерно в 2-3 раза превышающую скорость набегающего потока в АДТ. Схема экспериментальной установки представлена на Рис. 3.

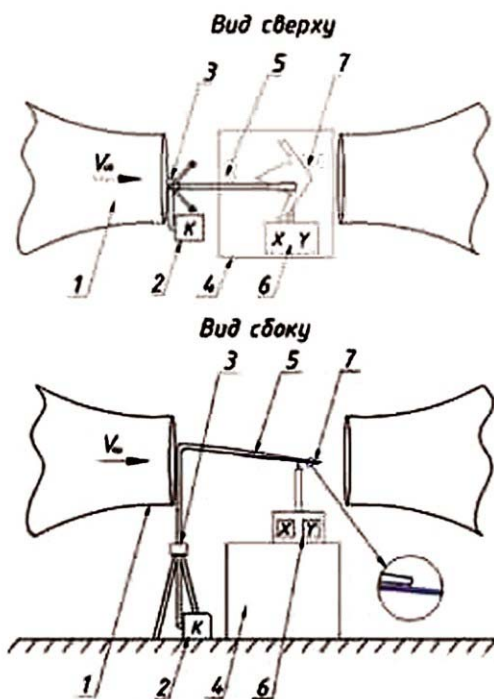


Рис. 3. Схема экспериментальной установки

- 1 – аэродинамическая труба АТ-1; 2 – компрессор; 3 – штатив для фиксации воздуховода; 4 – стол для установки аэродинамических весов; 5 – воздуховод (имитатор силовой установки); 6 – двухкомпонентные аэродинамические весы; 7 – модель

Весовые испытания модели с имитатором силовой установки проводились без обдува и с обдувом верхней поверхности стыка центральной

части и консоли крыла. Полученные результаты подтвердили значительное увеличение коэффициента подъёмной силы C_y на крыле за счёт суперциркуляции (Рис. 4), а также сдвиг фокуса в зоне обдувки назад на 0,05–0,08%, что увеличивает продольную устойчивость. Для демонстрации эффекта прилипания струи одновременно проводилась визуализация обтекания, которая подтвердила устранение отрыва потока от поверхности крыла при работающем имитаторе силовой установки (Рис. 5).

Специальная программа эксперимента с использованием имитатора силовой установки позволила получить поправки на влияние воздуховода перед моделью, которые были учтены при обработке результатов эксперимента. Исследования проводились при различных углах атаки и значениях скорости обдува верхней поверхности, а также при различных положениях имитатора силовой установки относительно модели.

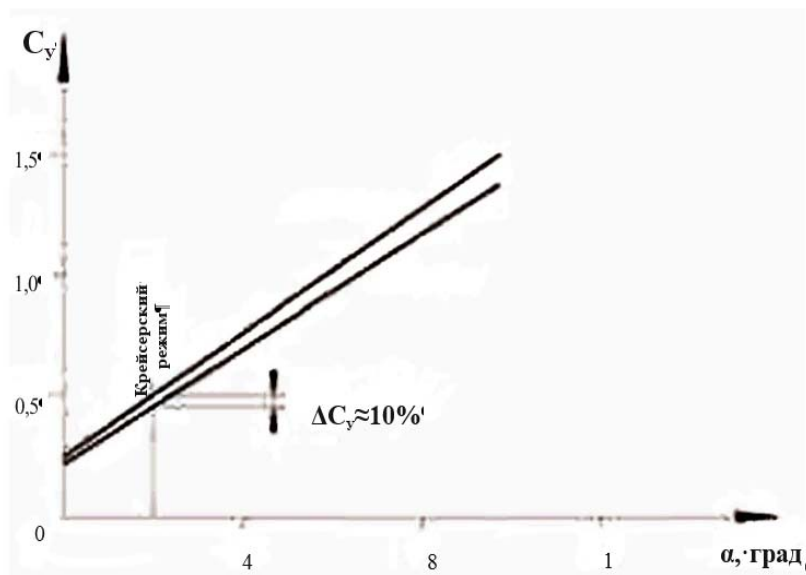


Рис. 4. Увеличение C_y на крыле при обдуве верхней поверхности

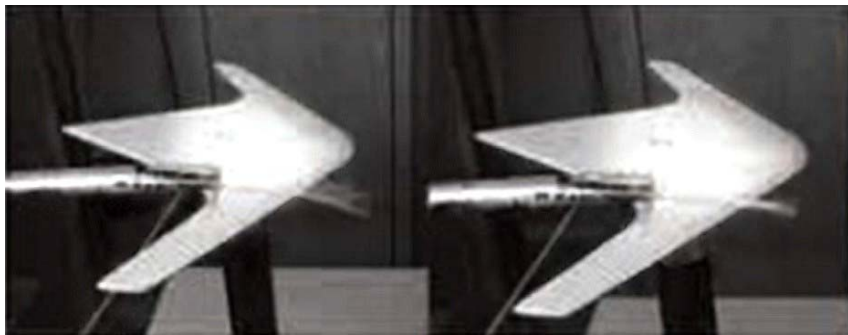


Рис. 5. Визуализация обтекания модели при: неработающем (слева) и работающем (справа) имитаторе силовой установки

Проведённые экспериментальные исследования применения крыла обратной стреловидности на магистральных самолётах, выполненных по интегральной схеме, показали ряд их преимуществ по лётно-техническим и взлётно-посадочным характеристикам по сравнению с самолётами традиционных схем, в частности, коэффициент подъёмной силы увеличивается на 8-10%. По результатам исследования можно судить о перспективности применения крыла обратной стреловидности при проектировании магистральных самолётов, выполненных по интегральной схеме.

Литература

1. *Матвеев А.И., Подобедов В.А.* - Магистральные самолёты интегральной компоновки: проблемы и перспективы. - Полёт. 2008. № 9.
2. *Житомирский Г.И.* Конструкция самолётов. - М.: Машиностроение, 1991. с.111,112.

ПРИМЕНЕНИЕ ОБДУВА ВЕРХНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ КРЫЛА РЕАКТИВНОЙ СТРУЁЙ ДВИГАТЕЛЕЙ В ЦЕЛЯХ ПОВЫШЕНИЯ ЛЁТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЁТОВ ИНТЕГРАЛЬНОЙ СХЕМЫ

Лищинский М.А., Рулин В.И., Стрельцов М.А., Юткина Л.С.
ГОУ ВПО «МАТИ» - РГТУ им. К. Э. Циолковского», г. Москва,
ОАО «Туполев», г. Москва

В настоящее время в гражданском самолётостроении наблюдается тенденция к увеличению удельной нагрузки на крыло. Это вызвано стремлением повысить технико-экономические характеристики воздушных судов в крейсерском полёте путём уменьшения площади крыла. Для сохранения приемлемых взлётно-посадочных характеристик необходимо усложнение механизации крыла.

Отсутствие оперения на самолётах «бесхвостка» не позволяет применять развитой механизации крыла в связи с невозможностью парирования пикирующего момента от работы последней.

Другим способом повышения несущей способности крыла является увеличение аэродинамической циркуляции путём обдува выхлопной струёй двигателей верхней поверхности крыла.

Применение обдува на самолётах интегральных схем имеет следующие компоновочные преимущества:

- двигатели устанавливаются в корневой части крыла, где строительная высота планера недостаточная для размещения гермокабины, что способствует более полному использованию внутренних объёмов самолёта;
- размещение двигателей близко к центру масс самолёта приводит к уменьшению разброса центровок;
- удаление двигателей от оси симметрии самолёта ведёт к разгрузке силовых элементов планера;
- расположение двигателей в контурах планера уменьшает мидель и омываемую поверхность самолёта;
- экранирование реактивной струи планером положительно сказывается на акустических параметрах самолёта.

При рассмотрении самолётов интегральной схемы с крылом обратной стреловидности двигатели также предполагается размещать в корневой части крыла. Помимо прочего такое размещение способствует уменьшению напряжений в крыльях, связанных с дивергенцией.

В ближайшее время планируется провести аэродинамические исследования, направленные на изучение влияния обдува верхней части крыла на вихревые образования, возникающие в корневой части крыла обратной стреловидности.

ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ПРОДУВОЧНЫХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ИСПЫТАНИЙ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ

© Волхонский А.Е., Дудков К.В., Рулин В.И., Юдин Г.В.,
Сергеева И.А., Бокша Л.В.

Аннотация. Выполнены опытные работы по освоению одного из вариантов аддитивной технологии послойного синтеза (FDM) для изготовления моделей ЛА, предназначенных для испытаний в аэродинамических трубах. Представлена схема 3D-принтера, выбран материал детали, описаны режимы изготовления и варианты конструктивного исполнения моделей обтекателей ракет-носителей космического назначения.

Ключевые слова. Аддитивные технологии, послойный синтез, расплавленная полимерная нить, 3D-принтер, ABS-пластик, модель.

Волхонский Александр Евгеньевич к.т. н., МАИ (НИУ), г. Москва
Дудков Кирилл Вячеславович МАИ (НИУ), г. Москва
Рулин Виктор Иванович д.т.н., профессор, МАИ (НИУ), г. Москва
Юдин Геннадий Вячеславович к.т.н., МАИ (НИУ), г. Москва
Сергеева Ирина Александровна МАИ (НИУ), г. Москва
Бокша Людмила Васильевна МАИ (НИУ), г. Москва

На современном этапе развития техники и технологии вопросы разработки методов проектирования, изготовления, испытаний и эксплуатации наукоёмких объектов аэрокосмической отрасли являются такими же актуальными, как и много лет назад. В то же время современное состояние науки и техники позволяет решать эти вопросы более качественно. Перед создателями ЛА на этапах проектирования стоят вопросы разработки оптимальной конструкции, испытаний, обеспечения её изготовления с минимальными затратами и с требуемым качеством. Для этих целей в последнее время активно внедряются за рубежом и постепенно в нашей стране процессы быстрого прототипирования и производства (**Rapid Prototyping and Manufacturing, RPM**).

Аддитивные технологии или технологии послойного синтеза сегодня одно из наиболее динамично развивающихся направлений «цифрового» производства. Термин «аддитивные технологии» (Additive Fabrication AF, Additive Manufacturing AM) означает изготовление изделия путём «добавления» материала, в отличие от традиционных технологий механической обработки, в основе которых лежит принцип «вычитания» лишнего материала из заготовки. Аддитивные технологии предполагают формирование детали путём последовательного «наращивания» материала слой за слоем. Процесс «быстрого моделирования» или 3D-печати используется для изготовления различных объектов сложных форм из различного вида пластмасс и полимерных смол. В качестве модельных материалов также используются: жидкие, порошковые, нитевидные полимеры; литейные

воски; листовые материалы бумага, ПВХ-плёнка; гипсовые композиции; лакированный литейный песок; металлические, керамические порошки и ряд других материалов [1–3, 5].

Последние достижения в области аддитивных технологий, позволяющие реализовать печать из стекла, стали, титана и других конструкционных материалов, являющихся основными в авиа- и ракетостроении в настоящее время, позволяют увеличить долю не только модельных продуктов трёхмерных принтеров, но и конечных до 20%, а к 2020 году прогнозируется её увеличение до 50%.

Наибольший интерес для производства и изготовления современных изделий ракетно-космической техники представляет «печать» в металле. Печать в пластике на данный момент не адаптирована для изготовления штатных и лётных изделий в силу малых конструктивных свойств пластиков, но представляет насущный интерес для конструкторов при разработке, компоновке и изготовлении конструкторских макетов вновь создаваемых деталей и сборочных единиц сложных изделий, состоящих из большого числа различных агрегатов и узлов, имеющих сложную геометрическую увязку.

На сегодняшний день широко освоена и внедрена технология 3D-проектирования новых изделий в различных системах автоматизированного проектирования (САПР), таких как *Компас 3D*, *Solid Works*, *NX* и других. Компьютерное 3D-моделирование существенно облегчает труд конструктора, позволяя при этом избежать ряда ошибок при изготовлении нового изделия «в железе», а также обеспечивает большую наглядность. В связи с этим находят своё применение аддитивные технологии для проектирования и изготовления объектов при испытаниях в аэродинамических трубах. Эти исследования включают в себя выбор оптимальных геометрических размеров объекта испытаний, разработку конструкции и технологии изготовления деталей и узлов, сборку моделей, обеспечение надёжного закрепления моделей на поддерживающих устройствах измерительных систем.

Экспериментальные исследования в аэродинамических трубах позволяют с точки зрения теории механического подобия рассматривать процессы силового воздействия потока и продувочной модели как физического эталона для уточнения результатов аэродинамических испытаний на имитационных моделях в прикладных задачах [4].

Постановка задачи

Анализ изделий ракетно-космической техники показывает, что современные ЛА, а в частности объекты для испытаний в аэродинамических трубах, характеризуются разнообразием применяемых материалов, малыми сериями изготовления, состоят из деталей, имеющих широкую номенклатуру и сложную геометрическую форму, используют широкий спектр технологий, несущих за собой огромный парк различного оборудования. К числу таких моделей можно отнести модели обтекателей ракет-носителей различного назначения, применяемых для размещения и защиты полезной нагрузки.

При изготовлении данной модели FDM-принтер (*Fused Deposition Modeling — FDM*, Рис. 1) выполняет 3D-печать послойным наложением расплавленной полимерной нити. Это позволяет получить деталь из пластика заданной конфигурации с учётом её конструктивных особенностей, повысить точность размеров рабочей поверхности, расширить функциональные возможности, увеличить надёжность, ресурс, а также улучшить другие эксплуатационные характеристики изделия в целом, не говоря уже о сокращении времени производства.

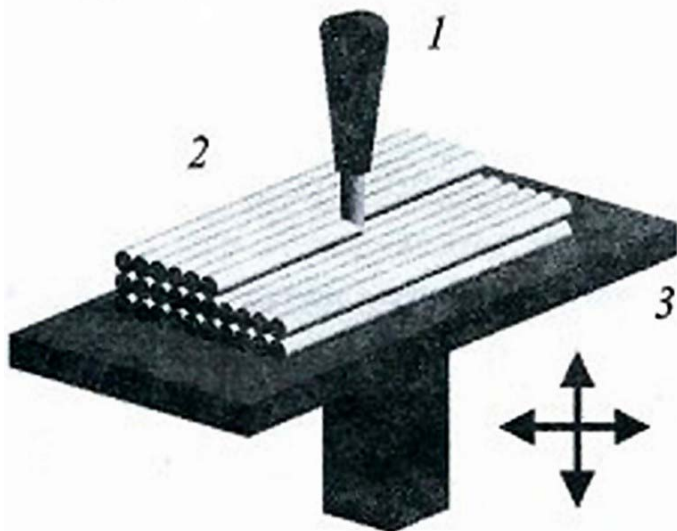


Рис. 1. Схема работы FDM-принтера:
1 печатающая головка (экструдер); 2 слои модели; 3 основание на столе

Применяемые материалы

Одним из наиболее востребованных термопластичных сополимеров в производстве сложных формованных изделий, требующих высокой точности изготовления, является АБС-пластик (акрилонитрилбутадиенстирол) термопластичный тройной сополимер стирола, акрилонитрила и бутадиена, стойкий и прочный полимер, хорошо подходящий для изготовления из него деталей различного назначения по технологии FDM и являющийся наилучшим материалом для работы с 3D-принтером. АБС-пластик непрозрачный материал тёмного цвета с блестящей поверхностью, устойчивый к действию влаги, смазочных масел, растворов неорганических солей, кислот и щелочей, жиров и углеводов, нетоксичен. Растворяется в некоторых органических растворителях ацетоне, эфире, бензоле, этиленхлориде, анилине, анизоле.

Чередование акрилонитрильных и бутадиеновых звеньев со стирольными фрагментами определяют эластичность и ударопрочность материала. По механической прочности, жёсткости, ударной вязкости и теплоустойчивости АБС-пластик превосходит другие сополимеры стирола, а также ударопрочный полистирол. Характеризуется хорошей износостойкостью, высокой размерной стабильностью. АБС-пластик хорошо поддается сварке. Поверхности из АБС-пластика пригодны для вакуумной металлизации и напыления гальванического покрытия.

К недостаткам немодифицированного АБС-пластика можно отнести относительно невысокие электроизоляционные свойства по сравнению с полистиролом, а также невысокую атмосферустойчивость, в частности чувствительность к действию лучей УФ-диапазона.

В зависимости от состава сополимера свойства АБС-пластика могут варьироваться в широком диапазоне. Некоторые характеристики немодифицированного АБС-пластика приведены в табл. 1.

Физические характеристики АБС-пластика

Таблица 1

Плотность	1,02... 1,08 г/см ³
Прочность при растяжении	35...50 МПа
Прочность при сжатии	46...80 МПа
Прочность при изгибе	50... 87МПа
Усадка (при изготовлении изделий)	0,4...0,7%
Относительное удлинение	10...25%
Влагопоглощение	0,2...0,4%
Модуль упругости при растяжении при 23°С	1700...2930 МПа
Ударная вязкость по Шарли (с надрезом)	10... 30 кДж/м ²
Твердость по Бринеллю	90... 150 МПа
Теплостойкость по Мартенсу	86...96°С
Температура размягчения	90...105°С
Максимальная температура длительной эксплуатации	75...80°С
Диапазон технологических температур	200...260°С
Диапазон рабочих температур	-40...+85°С

Физико-механические характеристики АБС-пластика определяются его структурой и могут быть изменены методом подбора исходных мономеров и варьированием их соотношений. Одной из основных задач модификации полимеров является корректировка в нужном направлении их свойств.

АБС-пластик можно вспенивать, наполнять высокодисперсными веществами, короткими стеклянными волокнами, антипиренами и другими компонентами, которые будут изменять его свойства.

Технология и техника эксперимента

В настоящее время на рынке существуют различные RPM-системы, производящие модели по различным технологиям и из различных материалов. Однако все современные системы быстрого прототипирования работают по схожему послойному принципу построения физической модели, который заключается в следующем:

- средствами CAD создаётся графическая 3D-модель детали (Рис. 2);
- готовая модель записывается в STL-файл (все современные CAD-системы твёрдотельного моделирования могут экспортировать файлы в формат стереолитографии) (Рис. 3);
- STL-файл (3D-модель) в формате STL передаётся в программное обеспечение 3D-принтера (установку быстрого прототипирования).

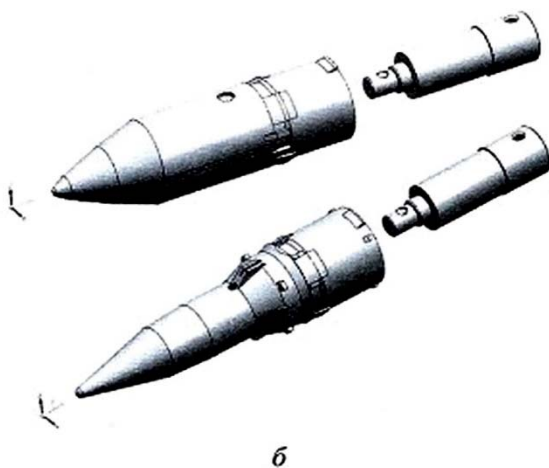
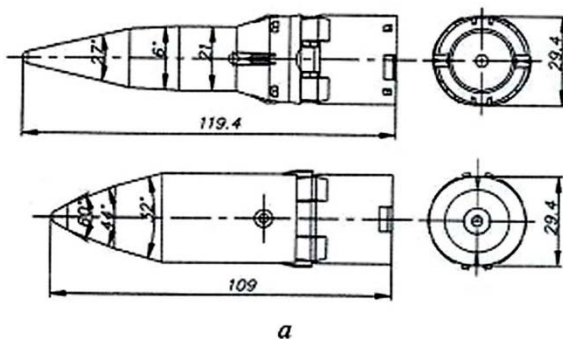


Рис. 2. Эскизы и графические 3D-модели деталей типа «обтекатель» и их донных державок:
а - эскизы; б - 3D-модели

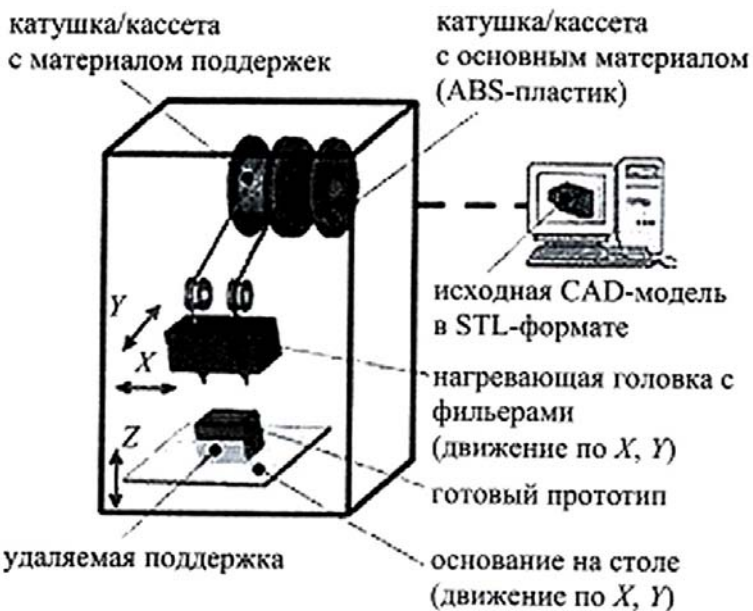
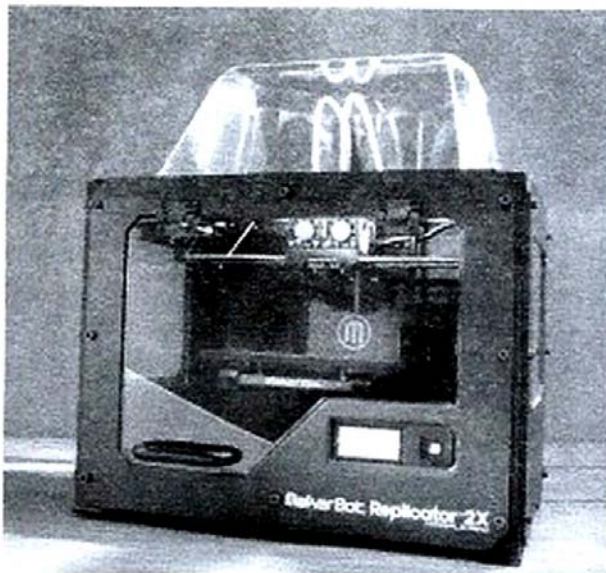


Рис. 3. FDM-принтер и принципиальная схема построения модели (детали)

Программа автоматически (или оператор вручную) располагает модель в виртуальном пространстве рабочей камеры (на столе). Затем программа автоматически генерирует элементы поддерживающих конструкций и проводит расчёт расходных материалов, а также времени выращивания прототипа;

- перед запуском процесса трёхмерная модель печати автоматически разделяется на горизонтальные сечения (слои) толщиной $\pm 0,178-0,254$ мм. с помощью специальной программы, поставляемой с оборудованием, и производится расчёт путей перемещения печатающей головки;

- запускается процесс печати производится последовательное построение сечений детали слой за слоем нагревающей головкой (экструдером) с фильерами, которая расплавляет тонкую пластиковую нить (леску) и послойно укладывает её согласно данным математической 3D-модели снизу-вверх до тех пор, пока не будет получен физический прототип модели. Каждый последующий слой приваривается или приклеивается к предыдущему, и так до полного построения модели (Рис. 4);

- по окончании создания модели проводятся финишные операции в зависимости от метода прототипирования и применяемого материала.

Дополнительные возможности: прототипы легко красятся обычной краской или автоэмалью; их можно сверлить, полировать или шлифовать, подвергать любой механической обработке; части моделей легко склеиваются между собой любым клеем для пластика.

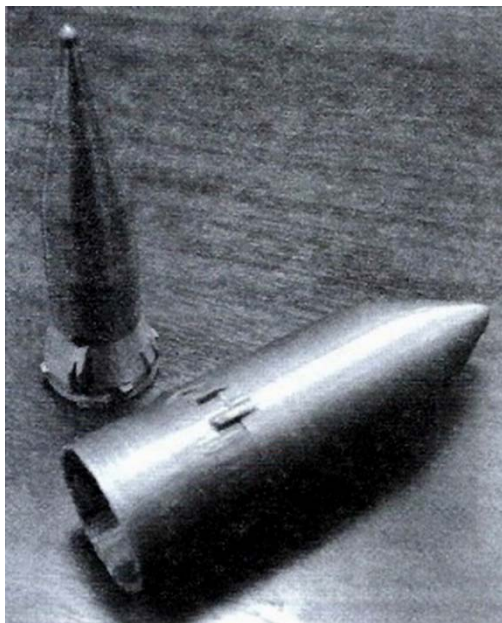


Рис. 4. Модели обтекателей РН «Протон» и «Рокот» для исследований в АДТ, полученные по технологии FDM на 3D-принтере Makerbot Replicator-2X

Результаты и обсуждение

Изготовление (печать) деталей типа «обтекатель» проводилось на 3D-принтере *Makerbot Replicator-2X* (Рис. 3, табл. 2) [8]. Принтер позволяет наносить слой в 100мкм с высоким разрешением; при стандартной печати он достигает 270–340 микрон, что дало возможность получать детали с различными механическими свойствами.

Технические характеристики 3D-принтера *Makerbot Replicator 2X*

Таблица 2

<i>Фактическая область объема печати</i>	<i>24,6x15,2x15,5 см</i>
<i>Материал корпуса</i>	<i>сталь с порошковым покрытием</i>
<i>Материал печати</i>	<i>АБС-пластик</i>
<i>Разрешение и точность</i>	
<i>Режим высокого разрешения</i>	<i>100 мкм</i>
<i>Режим нормального разрешения</i>	<i>270 мкм</i>
<i>Режим для быстрой печати</i>	<i>340 мкм</i>
<i>Точность позиционирования</i>	<i>XY: 11 мкм Z: 2,5 мкм</i>
<i>Диаметр нити</i>	<i>1,75 мм</i>
<i>Диаметр сопла</i>	<i>0,4 мм</i>
<i>Программное обеспечение</i>	
<i>Комплект программного обеспечения</i>	<i>MakerWare™ Bundle 2.0</i>
<i>Типы файлов</i>	<i>STL, OBJ, .thing</i>
<i>Поддерживаемые операционные системы</i>	<i>Windows (XP/7), Ubuntu, Linux (10.04+), Mac OSX (10.6+)</i>
<i>Интерфейсы</i>	<i>USB, SDcard [включая]</i>
<i>Рабочие условия</i>	
<i>Рабочая температура окружающей</i>	<i>15–32°C</i>
<i>Температура хранения</i>	<i>0–32°C</i>
<i>Входное напряжение</i>	<i>100–240 В, ~4 А, 50–60 Гц</i>
<i>Вес</i>	<i>12,6 кг</i>
<i>Габаритные размеры</i>	<i>49x42x53,1 см</i>

Размеры изготавливаемых деталей ограничиваются только размерами рабочей части аэродинамической трубы. Модель в трубе крепится на саблевидной державке, которая обеспечивает её перемещение по углу атаки

4°–12°. Аэродинамическая труба оснащена измерительной системой, позволяющей производить запись 100 параметров давления, 100 параметров температуры датчиками типа МДД, МД-Т, МДД-Те, ИКДбТДа, ИКДбТДф, ADZ-SML-30 и проводить замер аэродинамических нагрузок с помощью трёх- и шестикомпонентных тензометрических весов. Все выходные сигналы с термодпар, термометров сопротивления датчиков давления и тензометрических весов поступают по кабельным линиям в многоканальный мобильный измерительный вычислительный комплекс МС 400D, входящий в состав автоматизированной системы управления аэродинамической трубы. Система позволяет проводить сбор и обработку данных аэродинамических испытаний и получать результаты испытаний в виде табличных данных и графиков [4].

Точность построения изготавливаемых моделей составляет от 0,127мм до 0,254мм. Поверхность слегка ребристая (ступенчатая) в пределах 0,2мм (Рис. 4). Ребристость обусловлена тем, что расплавленная нить АБС-пластика (ABSPlus) имеет округлую форму, и в процессе печати происходит быстрое охлаждение материала, что влечёт за собой усадку.

Изготавливаемые модели имеют заполнение на 100% материалом рабочего объёма конструкции, хотя 3D-принтер позволяет для экономии материала выполнять печать внутреннего объёма пустотелыми сотовыми ячейками [3]. Это было сделано для обеспечения заданной посадки моделей на державку тензовесов и недопущения их деформации при больших значениях скоростного потока в АДТ.

Выводы

1. Технология FDM (послойного синтеза) готовое решение для печати прототипов или моделей ЛА средних и больших размеров. Она позволяет сократить время технологической подготовки производства (ТПП) при переходе к выпуску новых изделий в авиа- и ракетостроении, в других наукоёмких отраслях, а также время изготовления.

2. Технологические процессы послойного синтеза различных материалов позволяют создать прототип или модель изделия сложной формы в соответствии с твёрдотельной моделью детали, созданной при проектировании на компьютере.

3. Основным достоинством применяемого материала и метода изготовления является достаточная дешевизна, хорошие механические свойства (если необходимы работающие прототипы сложных механизмов), стабильность геометрических размеров, возможность последующей доработки (склейка, покраска).

4. Варьирование объёмного наполнения материала позволяет снизить массу изготавливаемых деталей, что даёт значительную экономию средств.

5. Недостатком метода является невысокое качество построений мелких элементов (зависит от «разрешения» 3D-принтера) и зависимость прочностных характеристик от задаваемой при печати анизотропии материала.

6. Основное препятствие применения в нашей стране АМ-технологий, способных обеспечить высокое качество изделий – высокая цена технологического оборудования, необходимость использования для эксплуатации и обслуживания квалифицированного, специально обученного персонала.

7. Методы технологии послойного синтеза позволяют создать не только демонстрационные модели ЛА, но прежде всего продувочные полные модели, полумодели, изолированные модели частей ЛА, дренированные модели крыльев, фюзеляжей, органов управления, а также модели для решения прикладных задач аэродинамики автомобиля, парусных яхт, штопорных труб, беспилотников (БЛА) и вопросов биомеханики.

Литература

1. *Волхонский А.Е., Дудков К.В.* Методы изготовления прототипов и деталей агрегатов различных изделий промышленности с помощью аддитивных технологий. - Образовательные технологии, № 1, 2014. - с. 127-143.

2. *Панферова Е.А., Струкова А.Н., Струкова А.В., Мищенко В.Ю.* Методы создания прототипов изделия в аэрокосмической отрасли и применяемое оборудование. - Полёт, № 7, 2013. - с. 29-33.

3. *Волхонский А.Е., Дудков К.В.* Изготовление деталей типа «колодка» методом FDM-прототипирования. - Полимерные материалы, № 3(178), 2014. - с. 42-45.

4. *Юдин Г.В.* Методология комплексирования систем проектирования и испытаний ЛА. - М.: ВИМИ, 1999. - с.252.

5. *Чумадин А. С., Ершов В.И., Макаров К.А., Волхонский А.Е. и другие.* Основы авиа- и ракетостроения: учебное пособие для ВУЗов. - М.: Инфра-М, 2008. - с. 992.

6. *Парми Олсон.* Airbus исследует возможность строительства самолётов на гигантских 3D-принтерах: http://isicad.ru/ru/articeles.php?article_nmn=15472

7. Лаборатория трёхмерной печати: <http://www.lab3dprint.ru/support/425-abs-vs-pla>

8. 3D-принтер Makerbot Replicator 2X: <http://vektor.ru/product/3d-printer-makerbot-replicator-2x-rep2x/> (принтер).

МОДЕЛЬ ВИХРЕВОЙ СИСТЕМЫ ДЛЯ РАСЧЁТА АДХ ТОЛСТОЙ НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

Юдин Г.В., Рулин В.И.

«МАТИ» - Российский государственный технологический университет им. К. Э. Циолковского, г. Москва

На основании наблюдений предлагается новая вихревая модель крыла, в значительной мере свободная от недостатков имеющихся схем и более общая, чем они [1, стр. 35, 49, 66, 78]. Будем считать, что во всех случаях вихри, сходящие с крыла, свёртываются над крылом или непосредственно за крылом в два противоположно вращающихся вихревых жгута, которые имеют конечное поперечное сечение и переменный по длине угол заклинения.

Присоединённые вихри будем считать распределёнными по поверхности крыла (по размаху и по хорде). При этом будем рассматривать отдельно присоединённые вихри верхней поверхности и нижней поверхности крыла, что в особенности необходимо для толстых крыльев.

Кроме свободных и присоединённых вихрей следует ввести рассмотрение вихри, действительно существующие в среде (и в этом аналогичные свободным) но, в отличие от свободных, связанные с самим крылом. Эти вихри образуются из пограничного слоя в результате перетекания среды через кромки крыла; затем они соединяются на верхней поверхности крыла (при $a > 0$) в вихревой жгут, который сходит с задней кромки (при малых a) или в вихревой жгут, который берёт начало в некоторой точке на верхней поверхности крыла (при больших a). В отличие от свободных вихрей, связанные вихри могут располагаться своими осями произвольно, не обязательно вдоль линий тока. К числу связанных вихрей относятся и те вихри, которые образуются в результате срыва потока с крыла. Область связанных вихрей на верхней поверхности крыла отделена от области, где находятся присоединённые вихри линией раздела. Присоединённые вихри нижней поверхности (при $a > 0$) выходят наружу на боковой кромке крыла и в виде связанных вихрей по боковой стороне переходят на верхнюю поверхность.

Присоединённые вихри верхней поверхности по линии раздела выходят наружу в виде связанных вихрей. Таким образом, связанные вихри соединяют систему непрерывно распределённых по поверхности присоединённых вихрей с двумя дискретными свободными вихревыми жгутами. Модель вихревой системы, состоящая из присоединённых, свободных и связанных вихрей, может быть полностью определена для любого заданного крыла. В самом деле, для определения этой вихревой системы имеются следующие условия:

- условие не протекания ($V_N = 0$) для верхней и нижней поверхностей крыла;
- условие Чаплыгина Жуковского для задней кромки;
- условие неподвижности для каждого из связанных и свободных вих-

рей (это условие даёт для каждой вихревой линии по два уравнения неподвижности).

Неизвестными величинами при расчёте этой модели вихревой системы крыла являются: погонная циркуляция присоединённых, а для верхней поверхности и связанных вихрей, ордината линии раздела областей связанных и присоединённых вихрей на верхней поверхности крыла и координаты осевой линии связанного и свободного вихрей (две неизвестных).

Литература

1. *Юдин Г.В.* Методология комплексирования систем проектирования и испытания летательных аппаратов. М.: ВИМИ. 1999. с.252.

ИССЛЕДОВАНИЕ ГИДРОДИНАМИКИ БИОПРОТОТИПА ДЛЯ АДАПТИВНОГО ИЗМЕНЕНИЯ ПОВЕРХНОСТИ ЛА

*Л.В. Бокша; М.А. Лищинский; В.И. Рулин - д.т.н.; Г.В.Юдин - к.т.н.
(«МАТИ – РГТУ им. К.Э. Циолковского»)*

На примере гидродинамики дельфина рассмотрены перспективы создания искусственных покрытий, снижающих поверхностное трение. Разработана математическая модель для оценки поглощения пульсационной энергии.

Ключевые слова: топливная эффективность авиационной техники, искусственное оперативное покрытие поверхности планера, комплексирование вычислительного и физического экспериментов.

Несмотря на обилие экспериментальных и теоретических работ, посвящённых снижению турбулентного поверхностного трения [1,2,4,7], до сих пор не раскрыт физический процесс течения около оребренной поверхности и не построены его физическая и математическая модели.

В работе [2] сообщается, что М. Крамер в 1960 году создал ряд искусственных демпфирующих покрытий, естественным аналогом которых послужил кожный покров дельфина. Одно из них получило название «ребристое покрытие Крамера», которое моделировало воздействие дермальных валиков кожи. Однако есть основания утверждать, что Крамер неправильно представил и не полностью смоделировал гидродинамический эффект кожи дельфина. Созданные им демпфирующие покрытия неизбежно получались пассивными, пригодными для очень узкого интервала значений чисел Re , в то время как кожа дельфина несомненно является гидродинамически активным покрытием с регулируемыми характеристиками.

Бионический подход к решению технических задач при создании искусственных демпфирующих покрытий предусматривает анализ энергетических и скоростных характеристик при плавании и полёте в природе и технике [2,5]. Скоростные качества биологических и технических систем характеризуются относительной скоростью V/L и удельной мощностью

$$k = GV \frac{NL}{L^3},$$

где N – мощность системы,

G – её общая масса,

V – скорость плавания или полёта,

L – наибольшая длина.

Величина коэффициента k характеризует степень гидродинамического совершенства. Чем меньше значение этого коэффициента, тем более совершенны в гидроаэродинамическом смысле биологическая или техническая системы. Из всех рассмотренных биологических систем наиболее совершенными гидродинамическими качествами обладают дельфины. Они

плавают при $Re = 10^8$, форма их тела варьируется, но близка к форме тела вращения. У высокоскоростных дельфинов форма тела хорошо обтекаемая, имеет ламинарный профиль ($c = 4 \div 7$). Поверхность тела дельфинов гладкая, покрытая слизью; демпфирующий кожный покров сложной ячеистой структуры имеет чувствительные сосочки и микроскопические каналы с мягким губчатым наполнителем. С ростом скорости плавания наблюдается тенденция к увеличению η ; гидромеханического КПД (при равномерном плавании, если $Re=10^6$, $\eta = 0,965$; если $Re = 10^7$, $\eta = 0,980$, то есть повышается на 15%).

Коэффициенты гидравлического сопротивления дельфина ζ в сравнении с другими телами в зависимости от числа Re представлены в работах [2,4,5]. Значения $\zeta = f(Re)$ для дельфина (*афалины*) располагаются в области переходного режима течения в пограничном слое. Анализ данных показывает, что при малых скоростях плавания, когда дельфин имеет избыток энергоресурсов, его коэффициент ζ достаточно велик и уменьшается с повышением скорости плавания. При этом увеличивается протяжённость ламинарного участка в пограничном слое, так как при плавании дельфины активно управляют потоком, затягивая ламинарный режим течения в пограничном слое. Согласно экспериментальным данным, можно сделать вывод, что величина коэффициента гидродинамического сопротивления дельфина при числе $Re = (5 \div 10) \times 10^6$ лежит в пределах $\zeta = (1,5 \div 3) \times 10^{-3}$ и уменьшается с увеличением числа Re . Из биоэнергетических оценок следует, что дельфины плавают на высокой скорости ($V_{\max} = 40 \text{ м/с}$) с малой затратой мощности, отвечающей гидродинамическому сопротивлению их тела в ламинарном слое, в то время как погруженные в воду твёрдые тела таких же размеров и имеющие числа $Re = idem$, имеют всегда турбулентный режим обтекания. Механизм ламинаризации пограничного слоя у дельфина настроен на определённый «*крейсерский*» режим плавания, который для него является основным [25].

Математическая модель турбулентного пограничного слоя на демпфирующей поверхности

Мышечная структура дельфина в состоянии развить эффективную мощность в семь раз меньше той, которая требуется для преодоления гидродинамического сопротивления при движении твёрдого тела тех же размеров и с той же скоростью при турбулентном режиме обтекания. Поэтому авторами было сделано предположение о том, что дельфины могут существенно снижать гидродинамическое сопротивление за счёт предотвращения преждевременного перехода ламинарного слоя в турбулентный или за счёт снижения сопротивления турбулентного трения. Первая гипотеза была проверена теоретическим путём и не получила подтверждения. Рассмотрим теоретически турбулентный пограничный слой на демпфирующей поверхности, способный частично или полностью поглощать пульсационную энергию в слое.

Для осреднённых характеристик установившегося турбулентного пограничного слоя на демпфирующей поверхности уравнение Рейнольдса, уравнение баланса турбулентной энергии и уравнение неразрывности запишем в декартовых координатах:

$$\begin{aligned}
 U \frac{\partial U}{\partial x_1} + V \frac{\partial U}{\partial x_2} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_1} + \nu \frac{\partial^2 U}{\partial x_2^2} - \frac{\partial}{\partial x_2} \langle u'_1 u'_2 \rangle, \\
 U \frac{\partial \mathfrak{e}}{\partial x_1} + V \frac{\partial \mathfrak{e}}{\partial x_2} &= -\langle u'_1 u'_2 \rangle \frac{\partial U}{\partial x_2} - \\
 - \frac{\partial}{\partial x_2} \left\langle u'_2 \left(\frac{p'}{\rho} + \mathfrak{e}' \right) \right\rangle &+ \nu \left\langle \frac{\partial^2 u'_1}{\partial x_1^2} \right\rangle, \\
 \frac{\partial U}{\partial x_1} + \frac{\partial V}{\partial x_2} &= 0,
 \end{aligned} \tag{1}$$

где U, V, u'_1, u'_2 – компоненты осреднённой и пульсационных скоростей вдоль координатных осей x_1 (продольной) и x_2 (поперечной); P, p' – давление и пульсация давления;

$$\mathfrak{e}' = \frac{1}{2} (u_1'^2 + u_2'^2 + u_3'^2)$$

– пульсации кинетической энергии (пульсационного движения) единицы массы;

– ρ – плотность;

– ν – кинематический коэффициент вязкости,

– $\langle \rangle$ – осреднение по времени.

Для замыкания системы введем гипотезы, позволяющие свести число неизвестных до трёх. Для решения системы (1) примем:

$$\begin{aligned}
 -\langle u'_1 u'_2 \rangle \frac{\tau}{\rho} &= \epsilon_s \frac{\partial U}{\partial x_2}, \\
 -\left\langle u'_2 \left(\frac{p'}{\rho} + \mathfrak{e}' \right) \right\rangle &= \epsilon_g \frac{\partial \mathfrak{e}}{\partial x_2}, \\
 \nu \left\langle \frac{\partial u_1'^2}{\partial x_1} \right\rangle &= \frac{C}{l} \mathfrak{e}^{\frac{3}{2}},
 \end{aligned} \tag{2}$$

где ϵ_s – кинематический коэффициент турбулентной или вихревой вязкости;

ϵ_g – коэффициент турбулентной диффузии;

l – характерная длина, зависящая от распределения интенсивности турбулентной энергии в потоке;

C – эмпирическая константа.

Уравнение баланса турбулентной энергии остаётся параболическим даже когда можно пренебречь вязкими членами.

Внутренней областью турбулентного пограничного слоя будем считать область $0 \leq x_2 \leq \alpha\delta$, где $\alpha \approx 0,2$, δ толщина пограничного слоя, а внешней $\alpha\delta < x_2 \leq \delta$.

Выражения (2) получены на основе принципа размерностей и относятся к сдвиговому течению. При обтекании гладкой жёсткой поверхности ϵ_a и ϵ_g постоянны и имеют вид:

$$\begin{aligned} \epsilon_a &= aL(\sqrt{\epsilon_{cp}}) = aL' \frac{1}{L} \int_0^{l_a} \sqrt{\epsilon} dx_2, \\ l_a &= \int_0^{\delta} \sqrt{\frac{\epsilon}{\epsilon_{max}}} dx_2, \end{aligned} \quad (3)$$

где L - расстояние по толщине пограничного слоя от точки со скоростью $U = 0,1U_\infty$ до точки $U = 0,9U_\infty$.

Вблизи стенки

$$\epsilon_n = a\sqrt{\epsilon_{max}} Ax_2, \quad (4)$$

поскольку принято допущение о линейном росте L' в пристеночной области, то есть $L' = Ax_2$, где $A = \text{const}$.

Для пристеночной зоны характерная длина

$$l = l_n = Bx_2, \quad (B = \text{const}) \quad (5)$$

Приведём систему уравнений (1) к безразмерному виду. В качестве характерной длины возьмём δ_0 в точке перехода от жёсткой пластины к эластичной, в качестве характерной скорости - U_∞ .

$$\begin{aligned} x_1 &= \delta_0 \hat{x}_1, \quad x_2 = \delta_0 \hat{x}_2, \quad U = U_\infty \hat{U}, \quad V = U_\infty \hat{V}, \\ u'_1 &= U_\infty \hat{u}'_1, \quad u'_2 = U_\infty \hat{u}'_2, \quad \epsilon_1 = U_\infty \hat{\epsilon}', \\ l &= B\hat{l}\delta_0, \quad \epsilon = U_\infty \delta_0 \hat{\epsilon}_0, \end{aligned}$$

где $\hat{}$ - знак безразмерной величины. Тогда система уравнений (1) примет вид:

$$\begin{cases} \hat{U} = \frac{\partial \hat{U}}{\partial \hat{x}_1} + \hat{V} \frac{\partial \hat{U}}{\partial \hat{x}_2} = \frac{\partial}{\partial \hat{x}_2} \left(\hat{\epsilon} \frac{\partial \hat{U}}{\partial \hat{x}_2} \right) + \frac{l}{\text{Re}} \frac{\partial^2 \hat{U}}{\partial \hat{x}_2^2}, \\ \frac{\partial \hat{U}}{\partial \hat{x}_1} + \frac{\partial \hat{V}}{\partial \hat{x}_2} = 0, \\ \hat{U} \frac{\partial \hat{\epsilon}}{\partial \hat{x}_1} + \hat{V} \frac{\partial \hat{\epsilon}}{\partial \hat{x}_2} = \hat{\epsilon} \frac{\partial \hat{U}}{\partial \hat{x}_1} + \frac{\partial}{\partial \hat{x}_2} \left(\hat{\epsilon} \frac{\partial \hat{\epsilon}}{\partial \hat{x}_2} \right) + \frac{l}{\text{Re}} \frac{\partial^2 \hat{\epsilon}}{\partial \hat{x}_2^2} - \frac{\hat{C}\hat{\epsilon}^{\frac{3}{2}}}{B\hat{l}}, \end{cases} \quad (6')$$

$$\text{где } \text{Re} = \frac{U_\infty \delta_0}{\nu};$$

$$\varepsilon = \begin{cases} aA\sqrt{v_{\max}} \hat{x}_2 & \text{для } 0 \leq \hat{x}_2 \leq 0,2\delta, \\ aA\sqrt{v_{\max}} \hat{l}_1 & \text{для } 0,2\hat{\delta} \leq \hat{x}_2 \leq \hat{\delta}, \end{cases}$$

где $\hat{l}_1 = 0,2$, $\hat{\delta}$ местная безразмерная толщина пограничного слоя.

В последующем знак обезразмеривания опустим. Для интенсивности турбулентной энергии граничное условие на поверхности демпфирующего слоя определяется на основании его поглощающей способности.

Выше ламинарного подслоя в турбулентном пограничном слое существует слой постоянного турбулентного напряжения сдвига.

Поэтому
$$\left. \frac{\partial x_2}{\partial x_2} \right|_{x_2 = \delta_1} = 0, \quad (7)$$

$$\frac{\tau}{\rho v} = 2a_1(x_2), \quad (8)$$

где $a_1(x_2)$ аппроксимируют экспериментальные точки. Для внутривнутренней области пограничного слоя $a = (0,01 + 0,063x)^{1/2}$, а для внешней $a_1 = 0,15$.

Подставляя выражение (8) в выражение (7), получим:

$$\left. \frac{\partial v}{\partial x_2} \right|_{x_2 = \delta_1} = - \frac{1}{0,316 + 2\hat{\delta}} v. \quad (9)$$

Демпфирующая поверхность, взаимодействуя с турбулентным погранслоем, поглощает часть его пульсационной энергии.

Осреднённый поток пульсационной энергии в эту поверхность за единицу времени на единицу площади можно приравнять разности воспринимаемой и возвращаемой энергий:

$$\varepsilon_g \frac{\partial v}{\partial x_2} = \frac{\varepsilon_g}{L_1} (v - \bar{v}) \Big|_{x_2 = \xi},$$

где L_1 - длина, определяемая толщиной пограничного слоя от стенки до места $v = 0,5v_{\max}$, которая участвует во взаимодействии с демпфирующей поверхностью.

В исходный момент времени часть пульсационной энергии $v \rho L_1 \Delta S = v^* \rho_1 H \Delta S$ передаётся демпфирующему слою, и через единицу времени недиссипированная часть $v \rho L_1 \Delta S = v^* \rho_1 H \Delta S - \Delta t \Phi^* \rho_1 \Delta S H = (1 - R) \cdot v^* \rho_1 H \Delta S$ - возвращается в поток.

Здесь $\Delta t \Phi^* / v^* = R$ - коэффициент поглощения;

v^* - осреднённая по толщине интенсивность колебательного движения;

Φ^* - скорость диссипации в демпфирующем слое.

Следовательно,

$$\left. \frac{\partial v}{\partial x_2} \right|_{x_2=\zeta} = \frac{R}{L_1} (Y p')^2 = \frac{R g_n}{L_1}, \quad (10)$$

где $Y = u' l / \rho'$ – коэффициент податливости;

ζ – средняя линия поверхности;

g_n – пульсационная энергия колеблющейся поверхности.

Условие (10) определяет дополнительный эффект по сравнению с жёсткой поверхностью. Общий поток пульсационной энергии в этой области будет алгебраической суммой:

$$\frac{\partial g_n}{\partial x_2} \cong \left| \frac{R}{L_1} - \frac{1}{0,316 + 2\delta_n} \right| g_n \Big|_{x=\delta_n}. \quad (11)$$

Условие по внешней части турбулентного погранслоя выбирается из предположения, что внешний поток ламинарен:

$$v \Big|_{x=\delta_n} = 0. \quad (12)$$

Для компонентов осреднённых скоростей принимаем граничные условия такие же, как на жёсткой стенке:

$$U = 0, V = 0 \text{ при } x_2 = 0,$$

$$U = 1 \text{ при } x_2 = 1$$

$$(13)$$

Краевая задача (11)-(13) решается конечно-разностным методом. Исходные значения U , V и v на нулевом и первом слоях по x_1 задавались по значениям этих компонентов в турбулентном погранслое на жёсткой стенке. Поскольку обезразмеривание проводится по толщине погранслоя в точке перехода от жёсткой стенки к демпфирующей, область интегрирования получается расширяющейся. Верхняя граница достигается, если:

$$\frac{U_\infty - U_{m,n-1}}{U_\infty} < \varepsilon.$$

При выборе числа точек поперек слоя учитывается условие линейной связи между искомыми функциями и x_2 . Для того, чтобы это условие выполнялось на границе, необходимо вводить большое число точек поперёк слоя. Поэтому на нижней границе вводится «скользящая» величина.

Предположим, что:

$$U \approx x_2^\beta, \text{ где } \beta \neq 1$$

тогда за «скользящую» величину U_1' на границе можно принять значение скорости, при котором выполняется условие:

$$U - U_1' = \left. \frac{\partial U}{\partial x_2} \right|_{x_2=\eta} (x_2'' - x_2').$$

Значение производной берётся на середине отрезка

$$\eta = \frac{1}{2} (x_2'' - x_2'), \quad x_2 = x_2' = 0, \quad U_\eta = \frac{U_2 + U_1'}{2}, \quad \eta = \frac{x_2''}{2}.$$

Тогда

$$U'_1 = \frac{1-\beta}{1+\beta} U_2, \quad (14)$$

на границе вместо значения $U = 0$, берется U'_1 .

При расчёте профиля скорости на первом итерационном шаге используется значение показателя β из предыдущего слоя.

Полагая, что продолжает существовать степенная зависимость в точке $U = \eta^\beta$ имеем:

$$\beta_i = \frac{\ln U_{\eta_i}}{\ln \eta} \cdot \frac{\ln \frac{U_2^{(i-1)}}{1-\beta(i-1)}}{\ln \Delta x_2}, \quad (15)$$

где $i = 2, \dots$, а все значения при $i = 1$ берутся из предыдущего итерационного шага. Итерации продолжаются до тех пор, пока профили скорости для двух последовательных итераций не совпадут с заданной точностью.

Местное сопротивление на стенке τ определялось по формуле Кармана:

$$\frac{\tau}{U_\infty^2 \rho} = \frac{d}{dx_1} \int_0^{x_1} \frac{U}{U_\infty} \left(1 - \frac{U}{U_\infty}\right) dx_2. \quad (16)$$

Значения постоянных принимаются: $A = 2$, $a = 0,090$.

За исходный профиль при $x_1 = 0,3$ м принимался профиль $U = x_2$, в степени $1/7$, и далее вниз по потоку рассчитывались профили продольной, поперечной компоненты осреднённой скорости и профили интенсивности турбулентных пульсаций, а также касательные напряжения для жёсткой и демпфирующей поверхностей ($0 < R < 1$).

Анализ результатов расчётов влияния демпфирующей поверхности в турбулентном пограничном слое позволяет сделать выводы, что любая поверхность, поглощающая пульсационную энергию турбулентного пограничного слоя, уменьшает сопротивление турбулентного трения; на упругоэластичной поверхности толщина погранслоя растёт медленнее, чем на жёсткой, и тем медленнее, чем больше коэффициент поглощения.

Эти выводы в перспективе будут полезны при создании искусственных покрытий для ЛА.

Литература

1. Белоглазов Б.П., Гиневский А.С., Юдин Г.В. Разработка формализованных методов комплексирования систем проектирования и испытаний ЛА. - Информационные технологии в проектировании и производстве. № 2. - М.: ВИМИ, 1999. с.73-84.
2. Клейберг С.Е., Белькович В.М. Дельфины. - М.: Знание, 1967. с.3-62.
3. Лойцянский Д.Г. Механика жидкости и газа. - М.: Наука, 1987. с.840.

4. *Седов Л.И., Васецкая Н.Г., Иосевич В.А.* О расчётах турбулентных пограничных слоев с малыми турбулентными добавками полимеров. В кн.: Турбулентные течения. - М.: Наука, 1974. с. 220.

5. *Хоменко Б.Г., Агарков Г.Б.* Функциональная морфология китообразных. Киев: Наукова думка. 1974. с. 168.

6. *Юдин Г.В.* Комплексование физического и вычислительного экспериментов в систему технологической подготовки испытаний. - Информационные технологии в проектировании и производстве. № 3. - М.: ВИМИ, 1997. с. 40–51.

7. *Юдин Г.В.* Методология комплексования систем проектирования и испытаний летательных аппаратов. - М.: ВИМИ, 1999. с. 252.

ТЕХНОЛОГИЯ КОМПЛЕКСНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА ПО ИДЕНТИФИКАЦИИ АДХ НЕСУЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ

Рулин В.И., Юдин Г.В.

ГОУ ВПО «МАТИ» - РГТУ им. К.Э. Циолковского, г. Москва

Результаты анализа, выполненного в работе, показали, что отсутствует единая для всех несущих поверхностей модель вихревой системы. Это обстоятельство влечёт за собой в каждом конкретном случае не только “*грубую*” дискретную схематизацию течения, но и большой объём вычислительных работ. Грубая аппроксимация силового взаимодействия среды и движущегося в ней тела является тормозом на пути идентификации АДХ, поскольку в задачу изначально закладываются неточные механические данные. Следовательно, возникает задача разработки комплексной методики идентификации АДХ, которая позволяет построить адекватные математические модели и тем самым развить инженерные методы расчёта аэродинамических характеристик тонких несущих поверхностей. Поэтому надо искать компромисс между простотой и точностью модели на пути “разумного” сочетания физического эксперимента и строгих математических методов.

Поскольку структурные и количественные задачи в ходе физического эксперимента используют разные технологии получения результатов, необходима разработка механизма согласования связей, обеспечивающего замкнутость физического эксперимента. Эта проблема занимает центральное место в технологии комплексного эксперимента и позволяет объединить в систему совокупность отдельных частных методик (Рис.1)

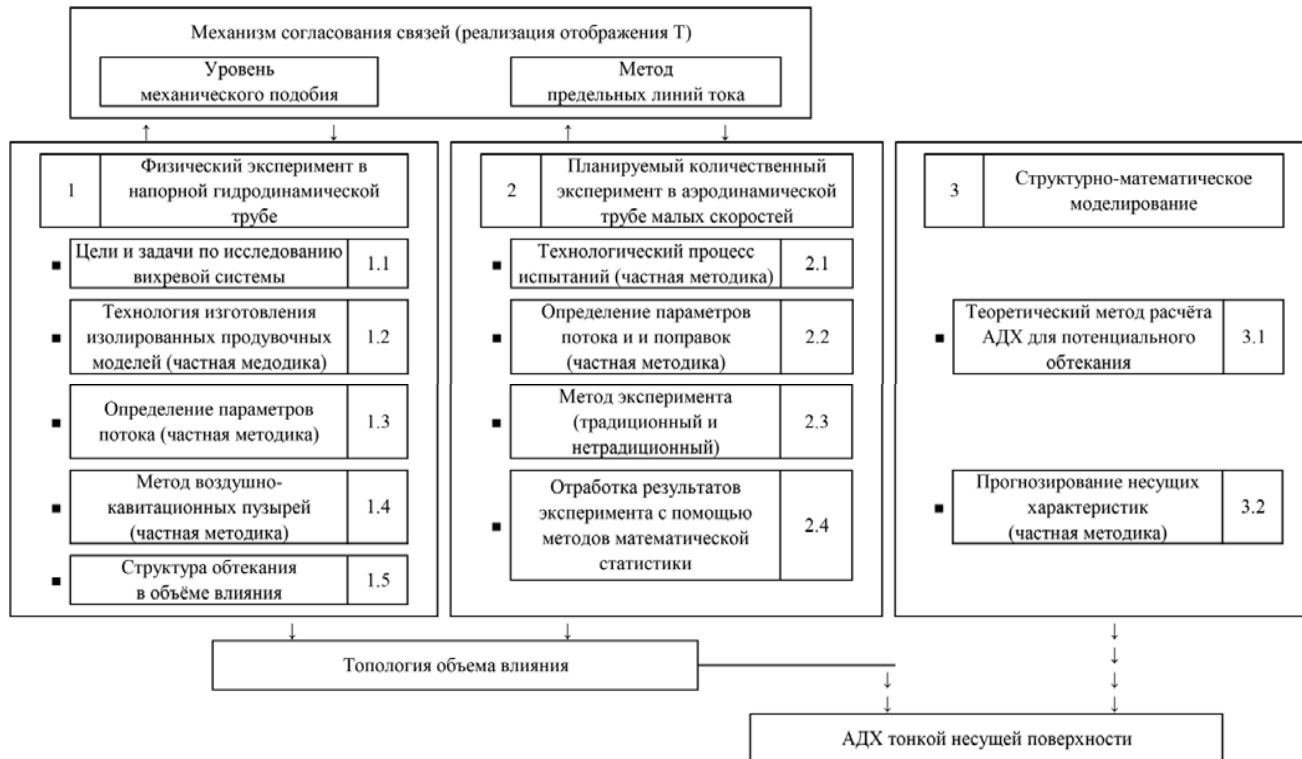


Рис. 1. Структура комплексной методики идентификации АДХ тонкой несущей поверхности

РАЗРАБОТКА СОВРЕМЕННОЙ АВИОНИКИ ДЛЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Гаврилов К. А., Косогин С.С., Рулин В. И., Юдин Г. В,

ГОУ ВПО «МАТИ» - РГТУ им. К. Э. Циолковского», г. Москва

По рекомендациям ИКАО, изложенным в поправке 27 к Прил. 6 Конвенции о международной гражданской авиации, все воздушные суда с максимальной взлётной массой, превышающей 15000кг, к 2005 году должны быть оборудованы интегральными системами. T²CAS объединяет: систему предупреждения столкновений самолётов в воздухе TCAS-2000 и систему раннего предупреждения близости земли TAWS с многофункциональным индикатором A813-0409.

Система предупреждения столкновений самолётов в воздухе предназначена для:

- обнаружения и определения в ближней зоне полёта данного самолёта, местонахождения других самолётов, оборудованных ответчиками УВД, работающими в режимах “RBS”;

- выдачи экипажу, в случае необходимости, соответствующих визуальных и речевых команд на выполнение необходимых вертикальных маневров в целях исключения возможности столкновения с конфликтными самолётами;

- передачи на наземные пункты УВД информации о барометрической высоте полёта, четырёхзначном коде УВД или восьмизначном номере рейса (FID) и специальных сигналов.

Система TCAS обеспечивает выработку рекомендаций по разведению при возникновении конфликтной ситуации одновременно с тремя воздушными судами. Система TCAS является средством, которое совместно с визуальным контролем и указаниями службы УВД, обеспечивает предупреждение столкновений с самолётами, оборудованными ответчиками с международными режимами «RBS» (“A”, “C”, “S”). Система раннего предупреждения о близости земли (TAWS в составе системы T²CAS) разработкой фирмы ACSS предназначена для предупреждения экипажа о возникновении условий полёта, которые могут привести к непреднамеренному столкновению с земной поверхностью исправного самолёта в управляемом полёте. Система раннего предупреждения о близости земли (TAWS) имеет автономную модульную функцию в системе T²CAS. Эта функция обозначается как модуль ухода от столкновения с землёй (GCAM).

БОЕВЫЕ КОМБИНИРОВАННЫЕ БИОТЕХНИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Шлемин Д.Н., Карев Д.А., Рулин В. И., Юдин Г.В.

ГОУ ВПО «МАТИ» - РГТУ им. К.Э. Циолковского», г. Москва

В 1965 году стало известно, что американцы проводят работы по подготовке боевых дельфинов разведчиков. Главкому ВМФ было поручено сделать симметричный ответ создать военный дельфинарий для подготовки боевых флипперов. Это была секретная в/ч 13132-к, или «Площадка-75», первый океанариум ВМФ СССР.

Самый пик вооружения «подводных бойцов» пришёлся на 70-80гг. Тигановую «сбрую» с контактными пистолетами дельфины жаловали не сильно: несколько месяцев уходило у наставников, чтобы приручить дельфина к боевой амуниции. Тогда начали разрабатывать альтернативные способы обезвреживания противника. Животных начали обучать просто срывать маску и вытаскивать трубку изо рта диверсанта-подводника. После этого дельфин вытаскивал водолаза на поверхность под прицельный огонь с катеров. Чтобы превратить млекопитающее в «охотника», тренеру требовалось 1,5-2 года кропотливой работы. Три подхода в день по два часа, из раза в раз повторяя одно и то же упражнение. Натаскивание на уничтожение аквалангистов начиналось так: дрессировщик в легководолазном костюме и с ёмкостью, наполненной рыбой, погружался в вольер к дельфинам, которых перед этим не кормили двое суток. Питомцы чувствовали запах пищи и понимали: сейчас их будут кормить. Но угощал тренер только тех подошедших, кто дотронулся до него своим носом.

Любой затонувший предмет, в том числе и мину, дельфины с помощью эхолокации могут «видеть» на расстоянии до 600 метров. Известно, что экспериментальную модель любой торпеды надо исследовать после запуска, сперва достав её с глубины. Сделать это не всегда просто: иногда торпеда ложится на дно и моментально зарывается в ил, так что аквалангист такой «тайник» никогда не обнаружит. Процесс поиска боеприпасов у дельфинов выглядит так: к наморднику животного прикрепляют специальный захват, указывают примерное направление и выпускают в открытое море. Дельфин фиксирует захват на корпусе торпеды, после чего от него автоматически отстреливается буёк, моментально всплывающий на поверхность. Таким образом, дельфин только фиксирует торпеду, а поднятием её занимаются водолазы. Несмотря на то, что все военные задачи бойцы секретного подразделения выполняли в открытом море, ни одного случая «дезертирства» зафиксировано не было. Были случаи, когда штормом разрывало сети, отделяющие вольеры от открытого моря, при этом дельфины уплывали, но потом все возвращались.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЙ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩИХ БЕЗОПАСНОСТЬ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Шлемин Д.Н., Косогин С.С., Рулин В.И., Юдин Г.В.

ГОУ ВПО «МАТИ» - РГТУ им. К.Э. Циолковского», г. Москва

В настоящее время жёсткая конкуренция на рынке авиаперевозок привела к тому, что их участники стали нарушать эксплуатационные правила. Коммерческие интересы стали превалировать над техническими возможностями воздушных судов. Произошли и происходят катастрофы, которых никогда не было и не могло быть в жёсткой и централизованной системе СССР. И как следствие, в Россию начали приходить иностранные самолёты. К настоящему времени разрушена система политической и экономической защиты нашего рынка от экспансии западной техники.

В современных условиях требуются абсолютно новые технологии, позволяющие решить задачу обеспечения эффективной эксплуатации на внутреннем рынке РФ отечественной техники. Одним из путей повышения надёжности ЛТХ воздушных судов и обеспечения их должной надёжности и эксплуатационной технологичности могут стать исследования их нештатных режимов полёта путём создания имитационных моделей, позволяющих проигрывать любые режимы полёта, находить оптимальные характеристики для любой нештатной ситуации, подсказывать экипажу его действия, необходимые для предотвращения катастрофы. Для этого большое внимание уделено созданию и сертификации миниатюрных микропроцессорных *«лётных подсказчиков экипажу»* автономных мини-ЭВМ.

Результаты исследований позволяют получить ряд методов по созданию новых нанотехнологий, обеспечивающих безопасность профиля полёта.

Вступительная лекция к курсу: «Аэродинамическое проектирование»

Рулин В.И. д.т.н. профессор МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского.

Вопросам проектирования посвящено много разработок и научной и справочной литературы. Как правило, все они содержат разделы с обоснованием философских концепций, требующих привлечения смежных дисциплин:

- разложение главных проблем на совокупность частных задач;
- широкое применение абстракций, условий механического подобия с использованием мыследетельных, математических, физических моделей, на основе которых формируется обоснованный цикл предположений и опровержений, и далее гипотезы и предположения;
- предпосылки, упрощения и допущения, концепции проекта часто не вытекают из объективных законов природы, а в действительности являются персональными взглядами на вещи, выдвинутыми каким-либо учёным;
- проектирование (самолёта) в такой же степени является искусством, как и наукой, поскольку в большинстве областей применяемые методы ещё далеки от совершенства;
- научные проблемы должны быть интеллектуально стимулирующими и приводить к результатам, которые могут объяснить или предсказать физические явления;
- следует обращать внимание на социальные аспекты, экологию, этологию (изучение поведения человека и его естественного характера). Нужна ли обществу авиация? Совместимы ли перспективы техники и цели общества? Содействует ли авиация достижению некоторых целей общества?

Применительно к авиации целесообразно остановиться на примере гражданского транспортного самолёта. Задача состоит в перелёте из п. «А» в п. «В», то есть развитие авиации, как и транспорта вообще обусловлено не только техническими возможностями, но и нуждами общества. В этом плане развитие авиации должно быть поддержано и оплачено обществом.

Связь транспорта с социальными проблемами интересна главным образом социальной и пространственной подвижностью внутри общества, то есть фактического движения народа, зависящего от доступных средств транспорта. Это можно принять за *врождённый инстинкт*: перемещаться, встречаться с другими не только по делам или для отдыха, а просто так. Если эта тенденция существует, то она должна иметь экспериментальное подтверждение.

1) Английские исследования сельского населения показали:

- до 1850 года только в 1/3 браков данной местности супруг принадлежал к другому приходу;
- после 1850 года это уже в 2/3 браков.

Если считать, что брак – это случайная встреча людей в процессе их передвижения, то увеличение числа таких встреч скачкообразно можно соотнести с прогрессом транспорта, а именно с постройкой железных дорог, резко увеличившей скорость перемещения.

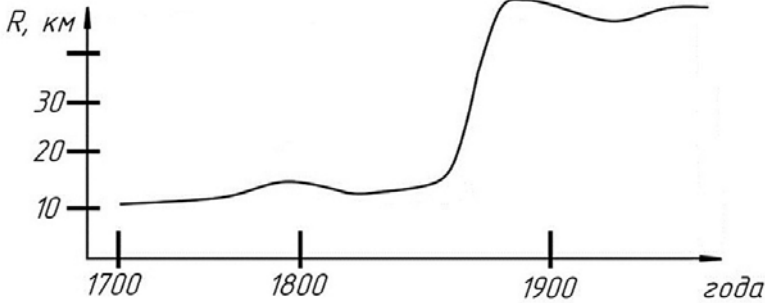


Рис. 1. Зависимость фактического перемещения народа от доступных средств транспорта (по календарным годам)

Из Рис.1 следует вывод о предпочтительном времени путешествий 2 часа не более.

2) Современные исследования усталости непрерывно сидящего пассажира ($\tau_{\text{пути}} \leq 3 \div 3,5$ часа).

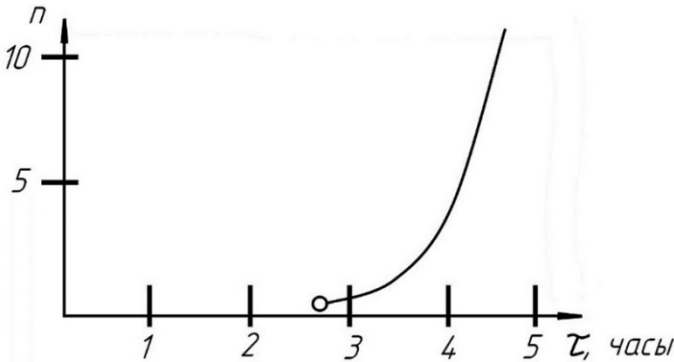


Рис. 2. Зависимость усталости непрерывно сидящего пассажира от времени пути, где n – число чувствительных точек организма сидящего пассажира

3) Выводы:

Таким образом, чётко выделяются две тенденции в обществе, которые могут быть экстраполированы уверенно в будущее:

– большое значение личных контактов между людьми и нежелание большинства людей часто предпринимать путешествия, продолжающиеся больше нескольких часов;

– средства транспорта должны вырасти до охвата земного шара, все главные города и центры должны быть связаны между собою для личных контактов в течение нескольких часов. ($2 \div 3,5$).

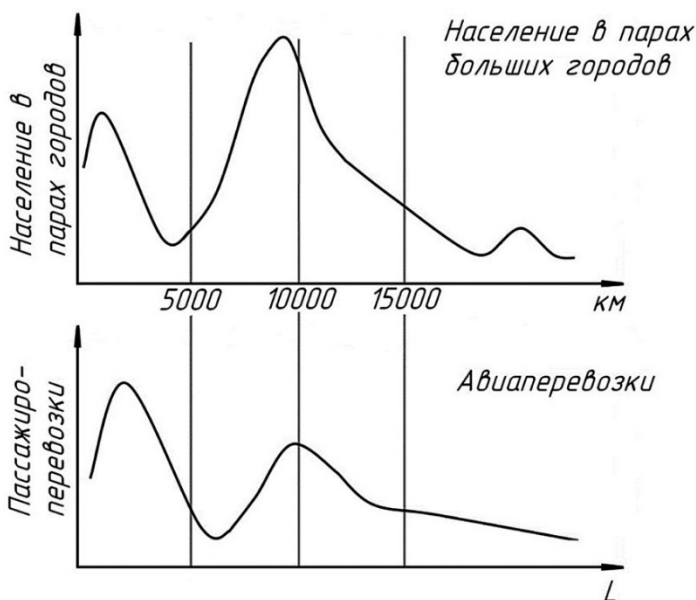


Рис. 3. Зависимость пассажироперевозок (пасс/км/неделю) от расстояния и населения в парах городов

Самолёт в этих условиях достаточно быстро становится предпочтительным видом транспорта.

$L < 10$ км	пешком (велo)
$L < 200$ км	автомобиль
$L < 500$ км	железная дорога
$L > 700$ км	авиа

В свою очередь в авиации наметилась тенденция создания спектра самолётов, обеспечивающих глобальную сеть транспортных операций, при этом решающим условием является обеспечение требуемого времени путешествия.

Можно считать, что указанные элементы спектра самолётов строго детерминированы: в данной ячейке не может выживать чуждый элемент. Поэтому выбор представителя вида или базовой аэродинамической схемы самолёта в соответствии с заданными основными требованиями («расстояние–время») может считаться первым шагом аэродинамического проектирования.

Немецкий аэродинамик Дитрих Кюхеман (1911–1976 гг.) это называет выбором типа обтекания. После выбора схемы дальнейшее аэродинамическое проектирование ведётся в рамках выбранной схемы.

В настоящее время реализованы, то есть доведены до стадии серийного производства и сертификации схемы 1,2,3,5. Большой задел аэроди-

наимических и технологических программ имеется по схеме 4. В последние годы появилось много публикаций по схемам 6, 7. Они носят концептуальный характер и не являются серьёзными исследованиями,

$L < 500 \text{ км}$	планер, туристический самолёт
- местный транспорт $L = 500 \div 1000 \text{ км}$	дозвуковой самолёт с винтовым двигателем малой пассажироместимости с большой частотой рейсов $M < 0,5$ и $V = 550 \text{ км/ч}$
- региональный транспорт (Европа) $L < = 2000 \div 3000 \text{ км}$	дозвуковой самолёт с ТРД, стреловидным крылом, $M = 0,8$ и $V = 850 \text{ км/ч}$
- трассы средней протяжённости $L = 4000 \div 5000 \text{ км}$	трансзвуковой самолёт с ТРДД, стреловидным крылом $M = 1,0 \div 1,15$ и $V = 1100 \text{ км/ч}$ специальной компоновки
- атлантические, сибирские, внутриконтинентальные трассы $L = 6500 \div 7500 \text{ км}$	сверхзвуковой самолёт с ТРД ($m = 0$), $M = 2,0$ и $V = 2500 \text{ км/ч}$
- тихоокеанские трассы $L = 10000 \div 12000 \text{ км}$	гиперзвуковой самолёт с ПВРД $M = 4 \div 5$ и $V = 5000 \text{ км/ч}$
- $L = 20 \div 22 \text{ тыс. км}$	космические летательные аппараты (ЛТА)

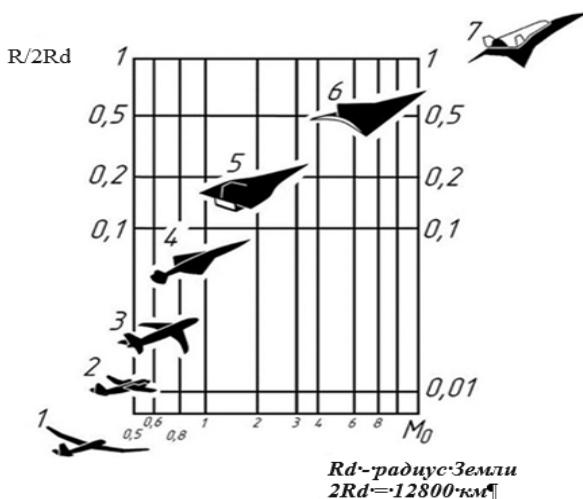


Рис. 4. Выбор базовой аэродинамической схемы самолёта в соответствии с заданными основными требованиями

но проекты красивые. Их особенность не только в экзотических аэродинамических схемах: в них в качестве горючего предполагается жидкий водород LH_2 , окислитель жидкий, атмосферный или сжиженный при полёте в плотных слоях атмосферы кислород O_2 .

Вообще грядущий дефицит углеводородного топлива (керосин, сжиженный природный газ–СПГ и требования экологии могут привести к несколько иному пути развития авиации, во всяком случае для схем 2,3, 4,5 в качестве топлива везде будет использован жидкий водород, а на первом этапе в ближайшей перспективе СПГ (*метан*). Бывший Советский Союз опередил всех в практической реализации этого направления. Использование СПГ (LH_2) требует изменения аэродинамического облика ЛА, что является отдельной задачей аэродинамического проектирования. Для выбранной схемы и типа течения требуются математические модели, в которых содержатся все существенные черты течения. Наиболее ценны для практики проектирования те методы, которые содержат ясные физические концепции, базирующиеся на законах физики, то есть должны сочетаться точные теоретические и полуэмпирические расчётные методы.

Проектирование самолёта характерно интенсивными испытаниями моделей в аэродинамических трубах (АДТ), которые также должны охватить все существенные индивидуальные черты исследуемого типа течения. Теория и эксперимент не отделимы в аэродинамике. Хорошим проектом, наверное, не будет тот, в котором окончательным результатом является «*оптимум*» единственного параметра в одной расчётной точке. Окончательное решение, как правило, является компромиссом и будет «*здоровым*» и жизнеспособным, если все существенные параметры будут в гармонии, а не в противоречии для ряда расчётных точек и нерасчётных условий.



Рис. 5. Влияние качества наружной поверхности на выбор типа течения

Конечно, реализация любого решения аэродинамического проектирования связана с издержками. Однако в подавляющем большинстве случаев эти усилия являются продуктивными в плане оптимизации конечного результата. (Смотри пример выше с заклёпкой, то есть качеством наружной поверхности).

1. Обоснование схем. Подробная проработка выбор схемы.
2. Дальнейшие шаги в связи с аэродинамическим проектированием:
 - нагрузка–дальность;
 - требования.

Итак, первый шаг аэродинамического проектирования состоит в выборе базовой схемы самолёта на основании потребной дальности перелёта и оптимального времени. Можно показать, что таким схемам в соответствии с полученной скоростью соответствует «*здоровый*» тип течения.

<p>1. Планер, небольшой Дозвуковой самолёт Малая скорость $V=120\div 200\text{км/ч}$ Малые числа Re, ламинарные участки (30%)</p>	<p>Прямое крыло большого удлинения, толстый профиль - компромисс для $C_{у\max}$ и ламинарного обтекания, нет предкрылков. Простые закрылки Профиль Stemme, Blanik</p>
<p>2. Транспортный самолёт местных линий. $V=500\div 650\text{км/ч}$ Средние числа Re, Практически отсутствие ламинарного течения, но нет сжимаемости</p>	<p>ТВД. Прямое крыло умеренного удлинения, так как крыло большого удлинения будет тяжёлым (скорость, нагрузка) $\lambda = 10-12$, предкрылки \pm, большая относительная толщина $\bar{c} = 15-17\%$, закрылки более сложные, профиль сверхкритический $+$</p>
<p>3. Средний транспортный самолёт $V=800\div 850\text{км/ч}$, $M\approx 0,8$ Ламинарности нет. Явление сжимаемости. Местные скачки. Предкрылки $+$ Закрылки $+$</p>	<p>ТРДД. Умеренный сверхкритический профиль Умеренная стреловидность Умерен. $\bar{c} = 16-12\%$ Умерен. $\Lambda = 9-10$</p>
<p>4. Транзвуковой самолёт промежуточной дальности. $V=1000\div 1100\text{км/ч}$, $M\approx 1,0-1,1$ Предкрылки. Закрылки.</p>	<p>ТРДД. Классический сверхкритический профиль. Средняя стреловидность ($40^\circ-45^\circ$) Сред. $\bar{c} = 10-12\%$. Сред. $\Lambda = 6\div 7$ Правило площадей.</p>
<p>5. Сверхзвуковой самолёт. Трансатлантическая, трансконтинентальная дальность. $M\approx 2,0-2,5$ Предел по алюминию.</p>	<p>Двигатель ТРД Крыло малого удлинения $\bar{c} = 2-3\%$ $\chi = 60^\circ-70^\circ$ $\lambda = 2,0-1,5$</p>
<p>6. Гиперзвуковой самолёт Транс – тихоокеанской дальности $M\approx 4\div 5$. Предел по ВРД. Дозвуковое горение Нецелесообразно создавать подъёмную силу за счёт разрежения на внешней стороне</p>	<p>ПВРД Интегральное обтекание Планер $+$ С.У. Внешнее горение.</p>
<p>7. Космический самолёт. Ракетный двигатель или без двигателя. $H=80-100\text{км}$, $M=12-15$ Дальность - 1/2 окружности Земли.</p>	<p>Не как транспортное средство, а для специальных целей.</p>

Ламинарное Турбулентное



Рис. 6. «Здоровый» тип течения



Рис. 7. Скачок уплотнения при числе $M_0=6,0$, подвод тепла ликвидирует разрежение в задней части

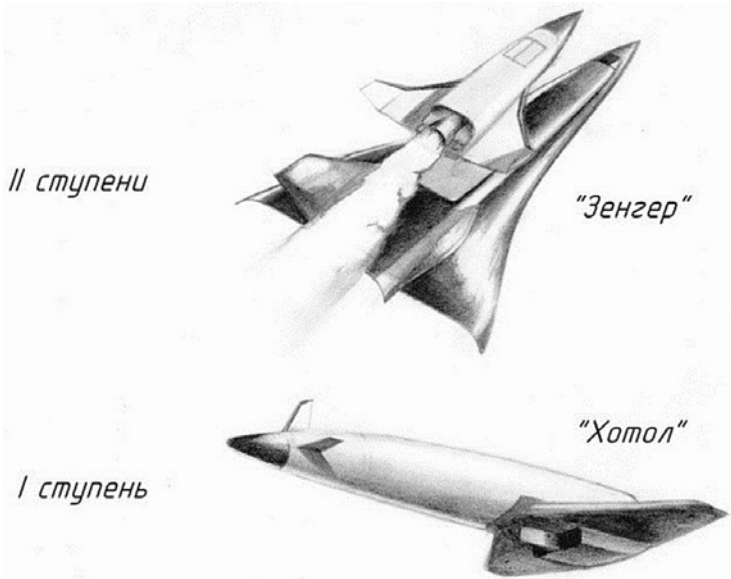


Рис. 8. Космические летательные аппараты

Остановимся подробнее на одной из схем, причём выберем ту, по которой есть наибольшая проработка, в комплексном плане:

Средний транспортный самолёт

Одновременно это же и самый массовый самолёт – парк этих самолётов расходует 70-80% всего топлива, приходящегося на авиацию, то есть самые небольшие усовершенствования могут иметь значительный эффект, если использовать парковые критерии.

Внутри рассматриваемой схемы также можно решить некоторые задачи аэродинамического проектирования, используя достаточно общие требования более низкого уровня:

Численность парка					
США	Б-727, 737, 757	} 5000	80 пасс. –	L = 1500-	2000км
	МД-80, 88, ...				
Европа	А320, А310,				
	Меркюр ...				
Россия	Ту-134, Ту-154	} 1500	120 – 200 пасс.	L = 2000-	4000км

Можно ли взять другую схему (КМУ)?

Есть стремление сверхзвуковые схемы сдвинуть в дозвуковую область.

1. Каждой дальности ставится в соответствие некоторая максимальная нагрузка в расчётной точке по ТЗ:

- Стандартное 2-х классное размещение а) 100 пасс. 2000-1500км
 - С определённым шагом кресел б) 170 пасс. 3000-2500км
- привлекаются требования 3-го уровня.

2. Для каждого типа задаётся длина дистанции взлётно-посадочной полосы (ВПП) (базирование). В современных условиях при развитой сети аэродромов на Западе базирование обоих типов самолётов производится на одних и тех же аэродромах длиной ~ 2500м (бетон). Для России очень важна длина ВПП. Поэтому должны быть разные решения в плане аэродинамического проектирования на Западе и у нас: на Западе можно меньше обращать внимание на ВПП, и аэродинамическая оптимизация в основном сосредоточена на крейсерских режимах. В России должен быть компромисс, приводящий к решениям по обеспечению ВПП за счёт неизбежного ухудшения крейсерских характеристик (на практике нужно также учитывать число аэродромов и численность парка для внутренних линий).

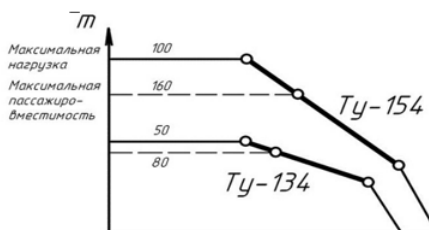
3. Кроме расчётной точки задаётся график «нагрузка – дальность» из следующих соображений:

- максимальная нагрузка по ТЗ (контейнеры);
- наклон участка МТOW определяется уровнем:
- аэродинамического качества,
- величиной МТOW,
- удельным расходом топлива.

Можно принять удельный расход одинаковым для ТРДД $m = 5,6$, у самолёта меньшей размерности аэродинамическое качество меньше примерно на 5%, полётная масса меньше в два раза по сравнению с самолётом того же класса, но большей размерности.

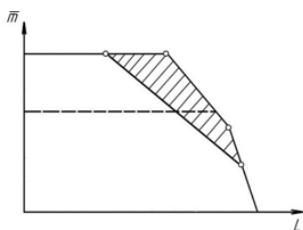
Самолёт	MTOW (т)	N (пасс.)	L	$L_{впш}$
Ту – 154	100	160	3500	2500
Ту – 134	50	80	2000	2200

График «нагрузка – дальность» необходим для более детальной оценки методами аэродинамического проектирования основных обликочных параметров новых проектов по сравнению со старыми, что часто наиболее наглядно видно из графика «G-L».



Наклон меньше у Ту-134 за счёт существенно меньшего веса

Рис. 9. Максимальная нагрузка (максимальная взлётная масса) и максимальная пассажироместность самолетов Ту-154 и Ту-134



1. Фюзеляж - const;
2. Двигатель (больше R);
3. Крыло ($m_{топл}$ - const);
4. Механизация (больше C_y);
5. $m_{пвст}$ - увеличивается.

Рис. 10. Оценка основных обликочных параметров с помощью графика «нагрузка-дальность»

Например:

двигатель	{ - число двигателей - предпочтительно 2 - ширина кресел и проходов – диаметр фюзеляжа - шаг кресел, число пассажиров – длина фюзеляжа
фюзеляж	
фюзеляж	{ - размеры кухни, гардеробов, туалетов, число пассажиров – длина фюзеляжа - требования по грузам – фюзеляж “яйцо” (LD-3, LD-3-46) - кабина экипажа
Площадь крыла	
площадь крыла	{ Запас топлива – разность между макс. полётным весом и весом пустого самолёта с 50% платной нагрузки от предельного ограничения по объёму $\rho=0,79\text{кг/дм}^3$ Заданная скорость (блоковое время не должно быть больше, чем на современных самолётах) Максимальная сертифицированная высота полёта 11800м ($C_{у\text{крейс.}} \rightarrow K_{\text{max}}$)
площадь крыла	
параметры крыла $\lambda - \bar{c}$	{ Длина ВПП в зависимости от $G/S, N/G$ при взлёте параметры крыла $\lambda - \bar{c}$ \bar{c} – можно выбрать по статистическим данным или по запасу топлива $\bar{\lambda}$ – определено по статистическим данным в соответствии \bar{c} борт. (Торенбик)



Рис.11. «Пассажировместимость-дальность» для модификаций самолетов Боинг-757 и Боинг-737

4-й уровень условий и ограничений, которые могут повлиять на решения аэродинамического проектирования на предварительных этапах учёт требований АЕА (далее пример для рассмотрения класса самолетов ближней и средней дальности).

Более точно соотношение с λ может быть оптимизировано в рамках комплексной задачи проектирования, содержащей компоненты аэродинамического и весового проектирования.

– Ещё ряд полезных сведений для предварительного этапа аэродинамического проектирования можно получить из подробного рассмотрения графика «нагрузка – дальность». Например: при принятии решения о постройке нового самолёта нужно предусмотреть в проекте возможность достаточно широких модификаций базовой модели, которые не требовали бы кардинальной переработки проекта.

– Важные данные также дают маркетинговые исследования.

Заключение

Чем больше различных условий, факторов, ограничений мы вводим на предварительном этапе аэродинамического проектирования, тем определённое становится аэродинамический облик самолёта. Уже на ранних стадиях, можно быстрее принять основные решения и приступить к дальнейшим этапам разработки проекта, подготовки рабочей документации, не дожидаясь оптимизации деталей аэродинамической компоновки на II уровне исследований.

Все эти условия необходимо выявить, выписать и оценить. Это сложная работа, требующая опыта, интеллекта. Она вряд ли может быть доверена компьютеру вследствие существенной эвристичности условий и ограничений. Однако конечный результат известен, так как схема и облик самолёта уже меняются весьма мало при последующей оптимизации аэродинамических параметров.

МАРКЕТИНГ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

(Конспект лекций)

Рулين В.И. доктор технических наук, профессор
МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского.

Гл. 4. Общие положения маркетинга

Маркетинг комплексная система организации производства и сбыта продукции, ориентированная на удовлетворение потребностей конкретных потребителей и получение прибыли на основе исследования и прогнозирования, изучения внутренней и внешней среды предприятия-экспортёра, разработки стратегии и тактики поведения на рынке, с помощью маркетинговых программ (улучшение качества товара, товарного ассортимента, изучение покупательского спроса, сбыт, реклама, сервис...).

Маркетингом можно считать любую деятельность, ориентированную на потребителя.

Соотношение спроса и предложения товаров формирует “рынок продавца!” или “рынок покупателя” дефицит товаров или большой выбор товаров. В случае изобилия на рынке разнообразных товаров необходим маркетинг.

В нашей стране маркетинг, как наука, делает только первые шаги, хотя уже появилось много книг. Мы всегда жили в условиях дефицита товаров на внутреннем рынке. Это относилось в равной мере к продуктам и товарам для населения и к товарам производственного назначения. Симптомы очереди, стремление к закрытым распределителям, фондирование и распределения ресурсов промышленного назначения через Госплан и Госснаб, причём необходимо было несмотря на плановое хозяйство “выбивать” фонды. В этих условиях маркетинговая деятельность теряла всякий смысл. Поэтому большинство работ по маркетингу советского периода относились к анализу обстановки за рубежом, в силу чего они были мало пригодны для внутреннего практического использования.

4.1. Принципы маркетинга

1. Производство продукции, основанное на точном знании потребностей, рыночной ситуации, возможностей предприятия.
2. Наиболее полное удовлетворение потребностей покупателя.
3. Эффективная реализация продукции и услуг на определённых рынках в запланированных объёмах и сроках.
4. Обеспечение долговременной результативной рыночной деятельности, создание задела новых разработок.
5. Единство стратегии и тактики производителя в целях адаптации к изменяющимся условиям и активное формирование и стимулирование потребностей.

Программа маркетинга.

Системы взаимосвязанных мероприятий по всем блокам маркетинга рынкам, сегментам рынка, отрезкам времени, охватывающих производство, сбыт, рекламу, цены. Мероприятия формируются на основе комплексного исследования рынка, выявления запросов покупателей.

Стратегия маркетинга.

Маркетинговые исследования проводятся по отдельным рынкам и товарам: выход на рынок "А" с товаром "М", внедрение товара новой модели "Л" на уже освоенном рынке "Б", увеличение в два раза объема продаж товара "Р" в сегменте рынка страны "В", развёртывание международной кооперации, совместного производства и так далее – всё это задачи для формирования стратегии маркетинга.

Тактика маркетинга.

Формирование и решение задач предприятия на каждом конкретном рынке, по каждому товару и отрезку времени: усиление рекламы, расширение продаж, изменение цены, дополнительный сервис, стимулирование персонала. Активное поведение коммерческих служб на рынке, быстрое реагирование на изменение рыночной ситуации, ответственные меры на действия конкурентов.

Функции маркетинга отражаются в маркетинг-плане.

Выбор целей маркетинга.

Ориентировка на получение максимальной прибыли в настоящее время представляется недостаточно корректной, особенно если предприятие нацелено на далёкую перспективу. В этом случае велики издержки на НИОКР, подготовку производства, повышение квалификации кадров, поэтому первые образцы товара будут либо очень дорогие, что лишит их спроса, либо не позволяет быстро окупить начальные капиталовложения. Даже в краткосрочном плане не удаётся получить максимальную прибыль, если идёт освоение нового рынка. В некоторых странах существует прогрессивный налог на прибыль, что делает стремление к максимальной прибыли просто бессмысленным.

Правильнее ориентироваться на *разумную*, умеренную прибыль.

Цели предприятий, ориентированных на применение маркетинга

- увеличение объема продаж;
- темп роста объема продаж или прибыли;
- расширение доли на рынке;
- получение запланированной прибыли (чистый размер прибыли, отношение прибыли к объёму продаж, норма прибыли на весь капитал);
- структура капитала (отношение субсидированного капитала к общей сумме активов – в Японии 20%);
- снижение издержек производства и реализации.

Статус службы маркетинга должен быть самым высоким на предприятии, так как она координирует всю деятельность и имеет дело с её конечной целью – покупателем.

Базовая долгосрочная стратегия маркетинга нацелена максимум на 1-2 пятилетки, в процессе которых она координируется, уточняется, то есть является адаптивной.

Типы рынков

Рынок продавца – дефицит всего.

Рынок покупателя – разнообразие товаров, конкуренция.

Гл. 5. Особенности маркетинга магистральных транспортных самолётов

Маркетинг авиационной техники (самолётов) осложняется по ряду причин, из которых в первую очередь следует выделить:

– длительность цикла производства (*примерно 10 лет от первых эскизов до сертификации*);

– длительностью жизненного цикла эксплуатации самолёта (25-30 лет).

На этот период практически 35-40 лет требуется проведение стратегических маркетинговых исследований, чтобы обеспечить конкурентоспособность самолёта, его сбыт и прибыльность эксплуатации на протяжении всего жизненного цикла. За такое длительное время успевает измениться многое.

Современное состояние экономики России вносит дополнительные неопределённости. С одной стороны, наблюдается физическое и моральное старение парка практически всех гражданских и военных самолётов, интенсивное списание парка подробнее это будет показано ниже. С другой стороны, тотальная нехватка инвестиций в авиационную отрасль, что в первую очередь объясняется длительностью срока окупаемости вложенных средств. Большую роль играет также практическое отсутствие защиты внутреннего рынка самолётов со стороны государства от массового импорта, сравнительно дешёвой, подержанной авиационной техники западного производства (Боинг, Эрбас, ...) В то же время мощность российской авиапромышленности вполне может обеспечить замену стареющего парка своими силами, тем более что в новых проектах нет недостатка. О критическом состоянии авиации в России свидетельствует возросшее число авиакатастроф.

Ценой больших усилий в основном в прежнее время были запущены в серию Ил-96 и Ту-204, с большими трудностями получены национальные сертификаты типа в ограниченной области эксплуатации. Необходимо продолжение испытаний, доводка самолётов до требований технических заданий. Это требует огромных средств, которых нет в бюджете, нет нигде.

Получается замкнутый круг: в КБ и на заводах не платят годами зарплату, не идут новые разработки, задерживается серийное производство. С другой стороны, не производя и не продавая новые самолёты негде взять средства на НИОКР и серию.

Грамотный маркетинг в этих условиях чрезвычайно затруднён. Лишённая государственной поддержки, наша авиапромышленность практически перестаёт существовать. Каждое предприятие действует практиче-

ски в одиночку, организуются сомнительные альянсы типа Ил-ПраттУитт-ни, Ту-Роллс-Ройс, МиГ-МАПО. Выживет ли авиапромышленность, наука, проектные организации? Очевидно, что без государственной поддержки нигде в мире нельзя создать новый конкурентоспособный самолёт.

Состояние парка

<i>Пассажирские самолёты</i>	Старые	<i>Ил-86, Ил-62, Ту154, Ту-134, Як-40, Як-42</i>
	Новые	<i>Ил-96, Ту-204, Ту-334, Як-242</i>
<i>Грузовые самолёты</i>	Старые	<i>Ан-124, Ан-22, Ил-76, Ан-12, Ан-26, Ан-72, Ан-74.</i>
	Новые	<i>Проекты: Ту-330, Ту-230, Ту130, Ил-106, Ил-76МФ, Ан-70</i>

Таким образом, маркетинговое изучение отечественной авиапромышленности в настоящее время представляет академический интерес.

Поэтому в дальнейшем маркетинг авиационной техники будет изучаться на примерах ситуаций мирового рынка самолётов и авиаперевозок.

Управление маркетингом

Управление любым участком особый вид деятельности, превращающий неорганизованную толпу в эффективную, целенаправленную, производительную группу. 90% людей проводят свою жизнь в качестве служащих и не могут зарабатывать себе на жизнь вне своих организаций. Это объясняет повышение требований к уровню образованности людей, как основы успешного управления ими.

Прогноз США на 1-ю половину XXI-го века:

- почти все новые рабочие места образуются в сфере услуг, а не производства товаров;
- занятость рабочих в основном на новых местах в области управления, маркетинга;
- уровень образования:
 - 9 классов + 2 года техникум (колледж);
 - 12 классов, (включая 2 класса специального школьного обучения), либо высшего:
 - бакалавр, магистр;
 - инженер.
- средний возраст работающих 40 лет;
- пенсионный возраст с 55-60 лет.

Основные причины неудач руководителей в том, что их целью является не успех их организации, а высокое жалование, личный комфорт, престижный дом, машина, дача, и, как следствие, потеря контакта и доверия

подчинённых, скрытность, поскольку обладание этим возможно только при нарушении Законов и заповедей Бога.

Эффективность работы, например, менеджера по маркетингу зависит от его навыков и способностей учитывать ситуацию, действовать с опережением, анализировать между внутренними и внешними частями организации и другими, то есть зависит от личных качеств управляющего. Те небольшие рекомендации, которые можно дать в учебном курсе маркетинга, должны попасть на благоприятную «умственную» почву и опробоваться на практике.

Линейные полномочия от начальника к подчинённому и далее образуют цепь команд. Она основана на единоначалии – работник должен получать полномочия только от одного начальника и отвечать только перед ним.

Категорически не рекомендуется передавать задания (полномочия) через «голову» непосредственного начальника его подчинённым, тем более нельзя выполненную работу докладывать сразу на более высокий уровень, не согласовав её с непосредственным начальником. Эти правила приняты во всех странах как основы этики поведения. Их нарушение приводит к конфликтам, болезням, хаосу. Те же принципы применяются при поощрениях, взысканиях, жалобах и тому подобных.

Рассмотрим подробнее позиции «Планирование» и «Структура организации».

Планирование:

– стратегическое планирование набор действий, направленных на достижение целей организации. Это гибкая программа на длительный срок (5-7 лет) с возможностью корректировки, план стратегических действий объединяется с финансами – *создаётся бизнес-план*;

– оценка внешней среды, рыночные векторы (конкуренция и другие) должны быть реально достижимыми и количественно измеряемыми. Стратегические альтернативы должны включать планы роста, сокращения, переориентации;

Планирование реализации стратегии;

– политика – общее руководство для действий и принятие решений;
– процедуры – действия, которые следует предпринять в конкретной ситуации;

– правила – точно определяют, что должно быть сделано в специфической частной ситуации;

– бюджеты, ресурсы – «*бизнес-план*»;

– управление по целям – установка конкретных целей и средств их достижения на каждом этапе.

Структура организации:

– внутренняя среда. Основные переменные цели, задачи, технология; Люди – центральный фактор. Они отличаются способностями, умственными и физическими данными, потребностями (физиологическими, психологическими), предпочтением той или иной системе ценностей: демократические, рыночные, христианские.

Рабочая среда влияет на личность. Инициативный работник не добьётся успеха в организации, где много условностей, ограничений. Желаемые для конкретной работы и среды качества необходимо стимулировать (например, поощрять честность сотрудников).

Поведение в группе зависит от «*групповых норм*».

Гл. 7. Заключительные обобщения и практические рекомендации

Закон Мерфи. Если какая-нибудь неприятность может случиться, то она случается.

Следствия:

1. Всё не так легко, как кажется.
2. Всякая работа требует больше времени, чем вы думаете.
3. Из всех неприятностей произойдёт именно та, ущерб от которой больше.
4. Если четыре причины возможных неприятностей заранее устранены, то всегда найдётся пятая.
5. Предоставленные самим себе, события имеют тенденцию развиваться от плохого к худшему.
6. Как только вы принимаетесь делать какую-то работу, находится другая, которую надо сделать ещё раньше.
7. Всякое решение плодит новые проблемы.

Второй закон Чизхолма. Когда дела идут хорошо, что-то должно случиться в самом ближайшем будущем.

Следствия:

1. Когда дела идут хуже некуда, в самом ближайшем будущем они пойдут ещё хуже.
2. Если вам кажется, что ситуация улучшается, значит, вы чего-то не заметили.

Третий закон Чизхолма. Любые предложения люди понимают иначе, чем тот, кто их вносит.

Следствия:

1. Даже если ваше объяснение настолько ясно, что исключает всякое ложное толкование, все равно найдётся человек, который поймёт вас неправильно.
2. Если вы уверены, что ваш поступок встретит всеобщее одобрение, кому-то он обязательно не понравится.
3. Если вы не знаете, как поступить, не поступайте никак.

Первый закон Скотта. Неважно, что что-то идёт неправильно. Возможно, это хорошо выглядит–

Первый закон Финейгла. Если эксперимент удался, что-то здесь не так...

Третий закон Финейгла. В любом наборе исходных данных самая надёжная величина, не требующая никакой проверки, является ошибочной.

Четвёртый закон Финейгла. Если уж работа проваливается, то всякая попытка её спасти только ухудшит дело.

Комментарий Эрмана к теореме Гинзберга.

1. Перед тем, как улучшиться, ситуация ухудшается.

2. Кто сказал, что она улучшается?..

Второй закон термодинамики Эверитта. Неразбериха в обществе постоянно возрастает. Только очень упорным трудом можно её несколько уменьшить. Однако сама эта попытка приведёт к росту совокупной неразберихи.

Закон термодинамики Мерфи. Под давлением всё ухудшается.

Закон Падера. Всё, что хорошо начинается, кончается плохо. Всё, что начинается плохо, кончается ещё хуже.

Теорема Стокмайера. Если кажется, что работу сделать легко, это непременно будет трудно. Если на вид она трудна, значит, выполнить её абсолютно невозможно.

Первый закон создания систем Зимерги. Если уж вы открыли банку с червями, то единственный способ снова их запечатать это воспользоваться банкой большего размера.

ПРИКЛАДНАЯ МЕРФОЛОГИЯ

Закон Букера. Даже маленькая практика стоит большой теории.

Закон Клипштейна в приложении к машиностроению.

1. Ваша заявка на патент непременно опоздает на неделю против аналогичной заявки, поданной другим.

2. Стабильность поставок всегда обратно пропорциональна напряжённости календарного графика.

3. Всякий провод, нарезанный на куски, окажется слишком коротким.

Законы Клипштейна в приложении к созданию опытных образцов к производству:

1. Допустимые отклонения будут накапливаться однонаправленно, чтобы причинить максимум трудностей при сборке.

2. Если по схеме требуется n деталей, то на складе окажется $n-1$.

3. Двигатель закрутится не в том направлении.

4. Система обеспечения надёжности выведет из строя другие системы.

5. Прибор, защищаемый плавким быстродействующим предохранителем, сумеет защитить этот предохранитель, перегорев первым.

6. Ошибка выявится только после завершения окончательной проверки прибора.

7. После того, как из защитного кожуха будет выкручен последний из 16 болтов, выяснится, что сняли не тот кожух.

8. После того, как кожух закрепили 16 удерживающими болтами, окажется, что внутрь забыли положить прокладку.

9. После сборки установки на верстаке обнаружатся лишние детали.

Универсальные законы для молодых инженеров, разработанные комитетом по практическим рекомендациям международной ассоциации инженеров-философов:

1. Любая ошибка, которая может вкратиться в любой расчёт, вкрадётся в него.

2. Любая ошибка в любом расчёте будет нацелена на причинение наибольшего вреда.

3. Во всякой формуле константы (особенно те, которые взяты из технических справочников) должны рассматриваться как переменные.

4. Самый важный размер на любой диаграмме или чертеже имеет наибольший шанс быть пропущенным.

5. Если опытная установка работает безукоризненно, все последующие будут неисправны.

6. Просьба об изменениях, которые совершенно необходимо внести в прибор, всегда поступает после того, как его изготовление почти закончено.

7. Части, которые просто нельзя собрать неправильно, всё же будут собраны неправильно.

8. Все сроки обязательств по поставкам надо умножить на коэффициент 2,0.

9. Технические параметры приборов, заявленные фирмой-изготовителем, надо умножить на коэффициент 0,5.

10. Ожидания покупателей новой машины надо умножить на коэффициент 0,25.

11. Любое устройство, требующее наладки и регулировки, обычно не поддаётся ни тому, ни другому.

12. Если за ошибку в расчёте отвечает больше одного человека, виноватых не найти.

13. Одинаковые приборы, проверенные одинаковым способом, будут в эксплуатации вести себя совершенно по-разному.

Следствие Этвуда. «Зачитывают» только те книги, которыми вы особенно дорожите.

Третий закон Джонсона. Потерянный вами номер журнала содержит именно ту статью, рассказ или отрывок романа, который вы срочно хотели бы прочитать.

Следствие:

У всех ваших друзей этого номера либо не было, либо он утерян, либо выброшен.

Закон журнала «Харпере мэгэзин». Вещь нельзя найти, пока не купишь взамен другую.

Правила взаимозависимости Ричарда. То, что вы храните достаточно долго, можно выбросить. Как только вы что-то выбросите, оно вам понадобится.

Закон самолёта. Когда ваш самолёт опаздывает, самолёт, на который вы хотели пересесть, улетает вовремя.

Первый закон езды на велосипеде. Независимо от того, куда вы едете, это в горы и против ветра!

Первый закон бриджа. Винават всегда партнёр.

Закон кошачьей безысходности. Как только кошка растянулась и начала засыпать на ваших коленях, вам срочно понадобилось встать и идти, ну, скажем, в ванную комнату.

Закон Джонсона и Лэрда. Зубная боль обычно начинается в ночь на субботу.

Наблюдение Этторе. Соседняя очередь всегда движется быстрее.

Закон Буба. Утерянное всегда находишь в последнем кармане.

Закон Мерфи. Если существует возможность сделать что-нибудь не как положено, то кто-то непременно так и сделает.

Следствие:

Если что-то может пойти наперекосяк, то оно непременно пойдёт наперекосяк.

Закон Паркинсона. Объём работы возрастает в той мере, в какой необходимо, чтобы занять время, выделенное на её выполнение.

Основания:

1. Чиновник стремится увеличить число подчинённых, но не соперников.
2. Чиновники создают работу друг для друга.

Закон Паркинсона устанавливает постоянное возвышение пирамиды государственной бюрократии и неизбежный рост численности персонала, независимо от того, становится ли работы больше, меньше или её нет совсем.

Следствия из принципа Питера:

– Для каждой должности есть человек, неспособный ей соответствовать. При достаточном числе продвижений по службе эту должность займет именно он.

– Вся полезная работа совершается теми, кто ещё не достиг своего уровня некомпетентности.

– Компетентность определяется как состояние, позволяющее действовать, обладание способностями и умениями выполнять определённую функцию. Оценка или измерение конечного результата единственный способ судить о компетентности.

– Тем не менее, существует тенденция выносить заключения по компетентности не по результату, а по тому, что вкладывается в его достижение.

– Почему же некоторых некомпетентных работников поддерживает начальство?

– До тех пор, пока некомпетентность не угрожает существованию иерархии, с ней обычно мирятся. Иерархии создаются для поддержания порядка, а не для устранения некомпетентности, как и не для того, чтобы выявлять и вознаграждать компетентность.

Обычно целью создания организации считается некое дело, которое должно быть сделано. Но как только иерархия утвердилась, целью создания для неё становится её собственное существование.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ТАКТИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕБОВАНИЙ НА ОБЛИК БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ, ИСПОЛЬЗУЮЩИХ СОЛНЕЧНУЮ ЭНЕРГИЮ ДЛЯ ПОЛЁТА

*В.И. Рулин, доктор технических наук;
Ю.В. Давыдов, кандидат технических наук;
М.А. Лищинский;
(МАТИ РГТУ имени К.Э. Циолковского);
Л.В. Нефёдов (ПАО «Туполев»)*

Представлена оценка влияния тактико-технических требований на облик беспилотных летательных аппаратов (БЛА), использующих солнечную энергию для полёта. Определены значения тактико-технических требований для данного типа самолётов при современном уровне технологической базы.

Ключевые слова: беспилотные летательные аппараты, солнечная энергия, большая продолжительность полёта, облик самолёта.

Применение беспилотных летательных аппаратов на солнечной энергии (БЛА СЭ) чрезвычайно перспективно для выполнения задач мониторинга и ретрансляции, требующих большой продолжительности полёта. Однако современный технологический уровень элементов БЛА СЭ (солнечные элементы, накопитель энергии, планер и прочие) накладывает ограничения на диапазон тактико-технических требований, которые на сегодня могут предъявляться к БЛА СЭ, а значит и на области возможного применения данного типа самолётов.

Расчёт проектных параметров производился по алгоритму, основанному на методике формирования БЛА СЭ*.

В основу расчёта взяты значения параметров, характеризующие современный уровень технологии:

- удлинение крыла 25м,
- масса 1м^2 конструкции планера 1,2кг,
- масса 1м^2 солнечных элементов 0,8кг,
- масса накопителя, приведённая к ед. энергии, $2,78 \cdot 10^{-7}$ кг/Дж,
- масса двигателя, приведённая к ед. его мощности, 0,001кг/Вт,
- КПД воздушных винтов и солнечных элементов 80% и 25% соответственно.

Основные ТТХ, определяющие облик БЛА СЭ, масса целевой нагрузки (ЦН), мощность энергопотребления ЦН, высота и скорость крейсерского полёта, географическая широта эксплуатации. Поскольку задачи мониторинга и ретрансляции подразумевают круглогодичную эксплуатацию БЛА СЭ, в проектных расчётах использовались минимальные значения солнечной радиации, приходящиеся на зимний период.

Нижний предел скорости крейсерского полёта устанавливается с учётом скорости струйных течений, способных удерживать ЛА в районе выполнения задачи. Скорость струйных течений зависит от региона и времени года (Рис. 2) и на высотах 15–30 км в среднем составляет 15–35 м/с. Если скорость принципиально не влияет на выполнение поставленной задачи, целесообразно установить скорость полёта, при которой масса самолёта будет минимальна.

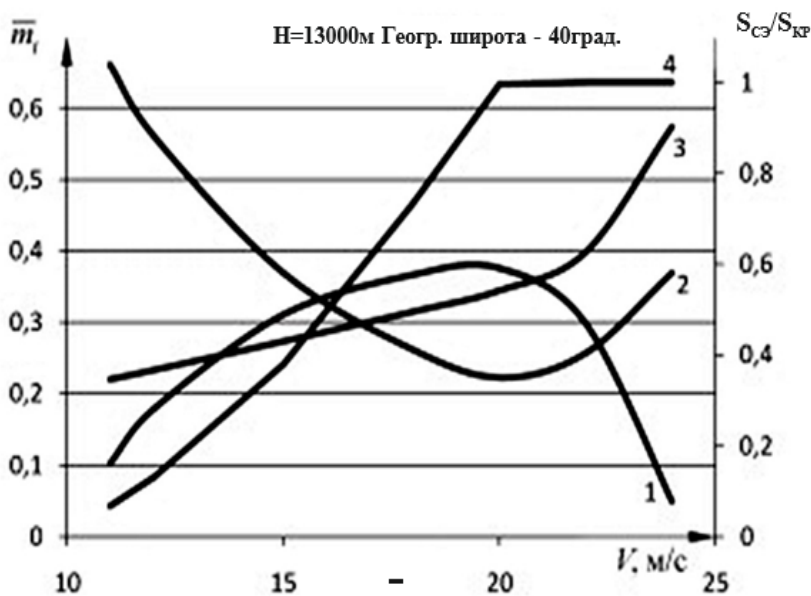


Рис. 1. Пример зависимости \bar{m}_i и $S_{сэ}/S_{кр}$ от выбранной крейсерской скорости полёта:
1- $\bar{m}_{цн}$; 2- $\bar{m}_{пл}$; 3- $\bar{m}_{су}$; 4- $S_{сэ}/S_{кр}$

Зависимость параметров БЛА СЭ (относительная масса целевой нагрузки $\bar{m}_{цн}$, силовой установки $\bar{m}_{сэ}$, отношение площади солнечной энергии $S_{сэ}$ к площади крыла $S_{кр}$) от выбора крейсерской скорости при фиксированных высоте и географической широте полёта показана на Рис. 1. Весовая отдача максимальна в области, где площадь СЭ уравнивается с площадью крыла. Это объясняется тем, что при увеличении скорости полёта и соответственно нагрузки на крыло уменьшение относительной массы конструкции планера опережает увеличение относительной массы СУ, обусловленное увеличением её потребной удельной мощности. Для дальнейшего увеличения крейсерской скорости необходимо применять крыло избыточной площади для установки дополнительных солнечных элементов. Это приводит к резкому увеличению относительных масс планера и СУ и, следовательно, к уменьшению весовой отдачи самолёта. С увеличением

крейсерской высоты полёта и уменьшением географической широты эксплуатации значения оптимальной скорости увеличиваются (см. Рис. 2).

В целях минимизации воздействия на БЛА СЭ нежелательных и опасных атмосферных явлений (облачность, атмосферная турбулентность, грозы, осадки, обледенение) крейсерский полёт должен осуществляться на высотах более 12–13 км, а оптимальная скорость должна превышать обусловленную наличием струйных течений минимальной скоростью полёта на этой высоте (см. Рис. 2).

Увеличение высоты полёта снижает весовую отдачу (Рис. 3). Следовательно, для уменьшения массы самолёта необходимо выбирать минимально возможную высоту для выполнения целевой задачи.

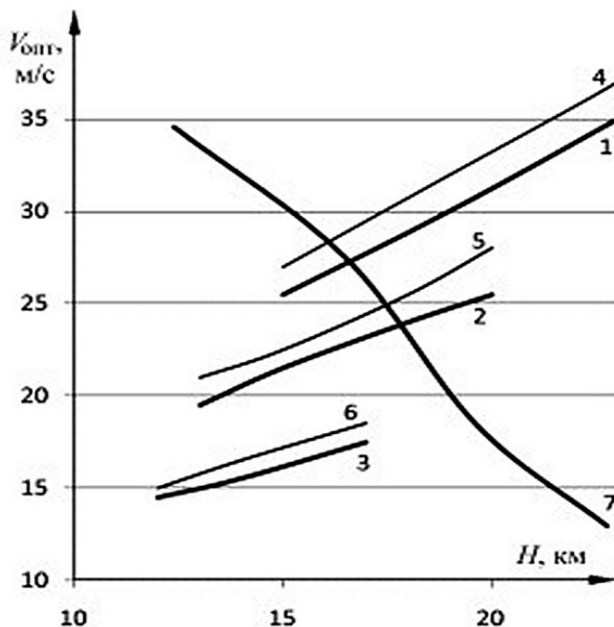


Рис. 2. Зависимость $V_{\text{опт}}$ от высоты полёта и географической широты

1 – 0град.; 2 – 40град.; 3 – 60град.; 4 – на современном уровне и 0град.;
5 – 40град.; 6 60град.; – 7 в перспективе, а также зависимость скорости струйных течений от высоты.

Географическая широта эксплуатации значительно влияет на облик БЛА СЭ, поскольку ею определяется величина энергии, улавливаемая СЭ за сутки полёта. Данные Рис. 2 и 3 показывают, что чем ближе к экватору осуществляется полёт, тем больше весовая отдача, шире диапазон высоты полёта, выше оптимальная скорость.

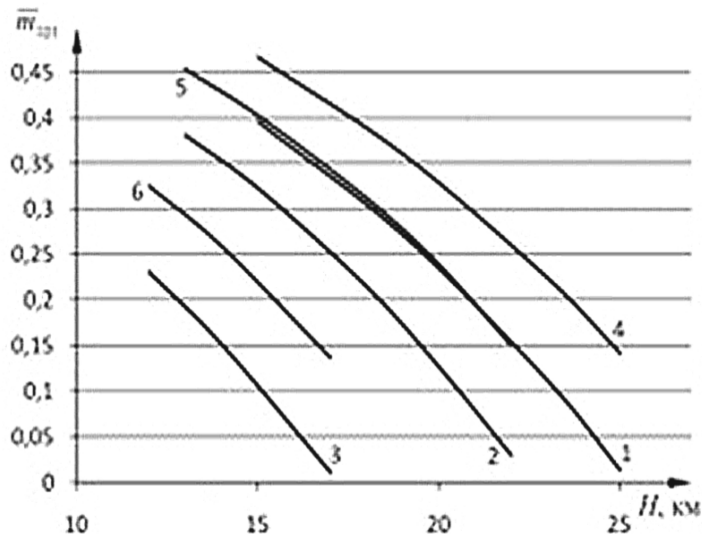


Рис. 3. Зависимость весовой отдачи от высоты и географической широты полёта при выборе оптимальной крейсерской скорости
 1 – 0град.; 2 – 0град.; 3 – 60град.; 4 – на современном уровне и 0град.;
 5 – 40град.; 6 – 60град.; 7 – в перспективе, а также зависимость скорости струйных течений от высоты.

На Рис. 4 приведена зависимость диапазона высот возможной эксплуатации БЛА СЭ от географической широты. Нижняя граница высоты полёта лимитируется требованиями по преодолению струйных течений, а верхняя весовой отдачей, составляющей не менее 5%.

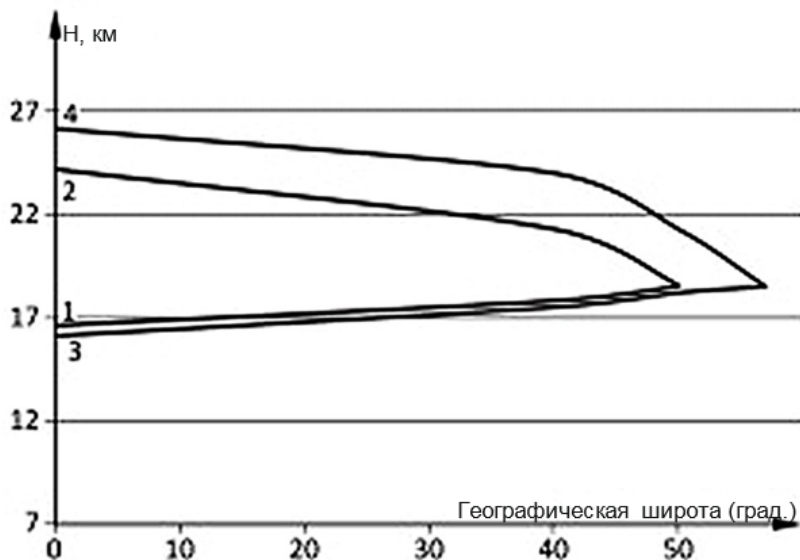


Рис. 4. Зависимость минимальной и максимальной высоты полёта от географической широты эксплуатации:

- 1 – минимальная высота; 2 – максимальная высота на современном уровне; 3 – минимальная высота;
4 – максимальная высота в перспективе.

Мощность силовой установки БЛА СЭ, приведённая к массе ЛА, как минимум в 15 раз ниже аналогичного показателя традиционных самолётов. В результате этого мощность энергопотребления целевой нагрузки сопоставима с мощностью силовой установки данного типа ЛА и оказывает значительное влияние на его облик. Для обеспечения энергией целевой нагрузки необходимо увеличение площади солнечных элементов и ёмкости накопителей энергии. Если площадь крыла и консолей оперения недостаточна для размещения необходимых СЭ, необходимо её увеличивать, что ведёт к ухудшению массовых и аэродинамических характеристик планера.

Кроме того, увеличение удельной мощности ЦН несколько снижает оптимальную скорость полёта (Рис. 5).

На основании вышеизложенного можно сделать вывод о том, что при современном уровне технологической базы область эксплуатации и круг решаемых задач БЛА СЭ на данный момент являются достаточно узкими, что наряду с рисками, связанными с недостаточной изученностью условий эксплуатации самолётов на солнечной энергии (атмосферные явления, взлёт-посадка БЛА СЭ и прочие) тормозит создание и применение

ЛА данного типа. Совершенствование базовых для БЛА СЭ технологий, выраженное в повышении эффективности и улучшении удельных

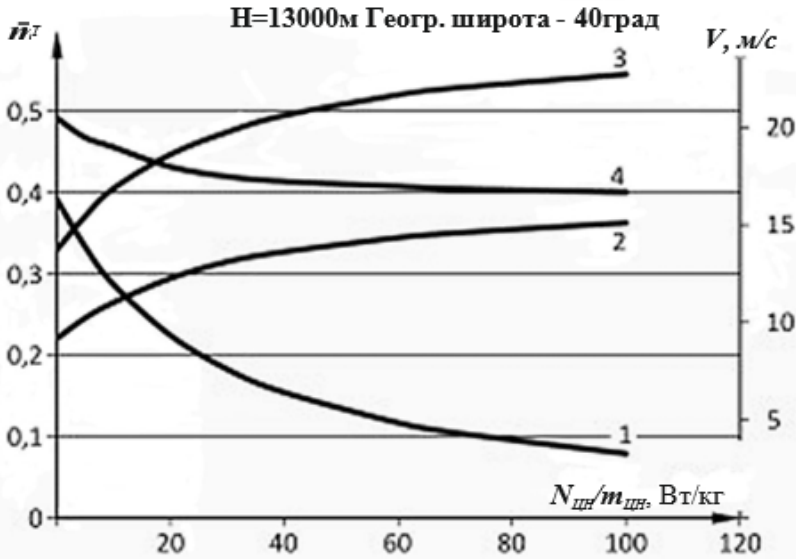


Рис. 5. Пример зависимости относительных весовых параметров и оптимальной скорости БЛА СЭ от удельной мощности целевой нагрузки
 1 \bar{m}_{\min} ; 2 \bar{m}_{\max} ; 3 $\bar{m}_{\text{ср}}$; 4 V_{opt}

характеристик его элементов, позволит значительно расширить диапазон предъявляемых к данному типу самолётов тактико-технических характеристик и, следовательно, приблизиться к практической реализации концепции длительных полётов ЛА на солнечной энергии.

МЕТОД СИНТЕЗА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ (БЛА), ИСПОЛЬЗУЮЩИХ СОЛНЕЧНУЮ ЭНЕРГИЮ ДЛЯ ПОЛЁТА

*В.И. Рулин, доктор технических наук;
Ю.В. Давыдов, кандидат технических наук;
(МАТИ РГТУ им. К.Э. Циолковского);
М.А. Лищинский (ОАО «Туполев»)*

Описан алгоритм расчёта проектных параметров БЛА СЭ, использующих солнечную энергию для полёта.

Ключевые слова: беспилотные летательные аппараты, солнечная энергия.

В настоящее время задачи мониторинга земной поверхности и ретрансляции сигналов в основном решаются с помощью космических спутников. В ряде случаев спутники могут быть заменены менее дорогостоящими беспилотными летательными аппаратами, использующими солнечную энергию (БЛА СЭ) (Рис. 1) и барражирующими на больших высотах [1].

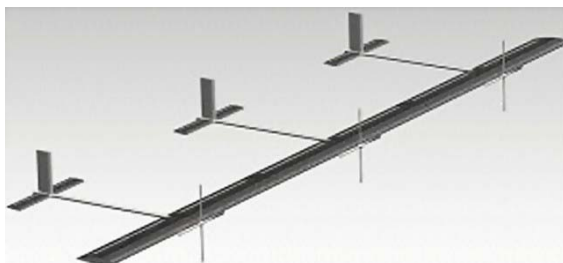


Рис. 1. Общий вид БЛА СЭ

БЛА СЭ представляет собой ЛА самолётного типа, на поверхностях которого размещены солнечные элементы, генерирующие в дневное время электроэнергию, необходимую для создания тяги, электропитания самолётного и целевого оборудования. Часть неиспользованной электроэнергии остаётся в накопителе для полёта в ночное время (Рис. 2), это делает продолжительность полёта БЛА СЭ практически не ограниченной.

Однако энергия солнечного излучения, попадающая на солнечные элементы, параметр ограниченный и непостоянный по величине, зависит от условий эксплуатации.

Для создания беспилотных самолётов, тактико-технические характеристики которых находятся на высоком уровне, необходимы специально разработанные алгоритмы формирования облика данного типа самолётов.

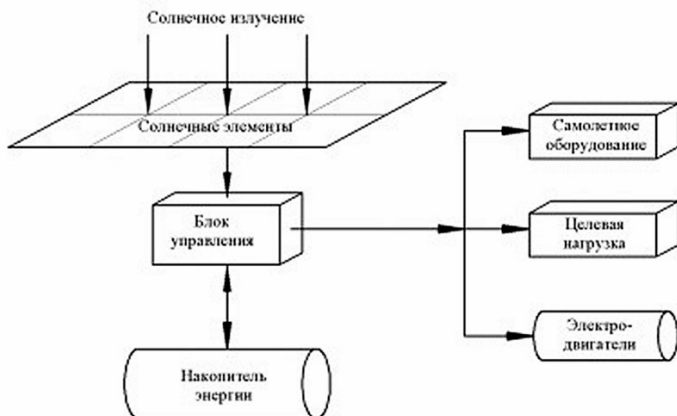


Рис. 2. Силовая установка БЛА СЭ

Предварительный синтез проектных параметров БЛА СЭ основан на разработке новых алгоритмов формирования конструктивных параметров БЛА СЭ и создании итерационной процедуры определения характеристик СУ БЛА СЭ на основании аналитического моделирования её работы. Структурная схема БЛА СЭ представлена на Рис. 3.

На основании результатов анализа конструкторско-технологической базы для создания БЛА СЭ и с учётом ожидаемых условий их эксплуатации определяются основные исходные данные для синтеза проектных параметров:

- масса целевой нагрузки и потребляемая ею мощность;
- крейсерская скорость и высота полёта;
- географическая широта полёта;
- массово-энергетические характеристики самолётного оборудования и относительные геометрические характеристики крыла и оперения;
- масса агрегатов планера и солнечных элементов, приведённая к единице оmyаемой площади;
- удельные характеристики электромоторов и накопителя энергии;
- коэффициенты полезного действия элементов силовой установки.

Структурно алгоритм формирования облика БЛА СЭ включает модель атмосферы и солнечной радиации, а также модули 2-го уровня:

- весового расчёта,
- расчёта аэродинамических характеристик,
- расчёта параметров силовой установки,
- расчёта геометрических характеристик,
- модуль определения параметров самолёта.

В модуле весового расчёта определяются относительная масса элементов БЛА СЭ и затем по уравнению существования самолёта его взлётная масса.

Расчёт в модуле аэродинамических характеристик позволяет определить основные аэродинамические коэффициенты на основании относительных геометрических параметров самолёта и числа Рейнольдса в крейсерском полёте. В основе алгоритма модуля лежит методика, представленная в работе [2]

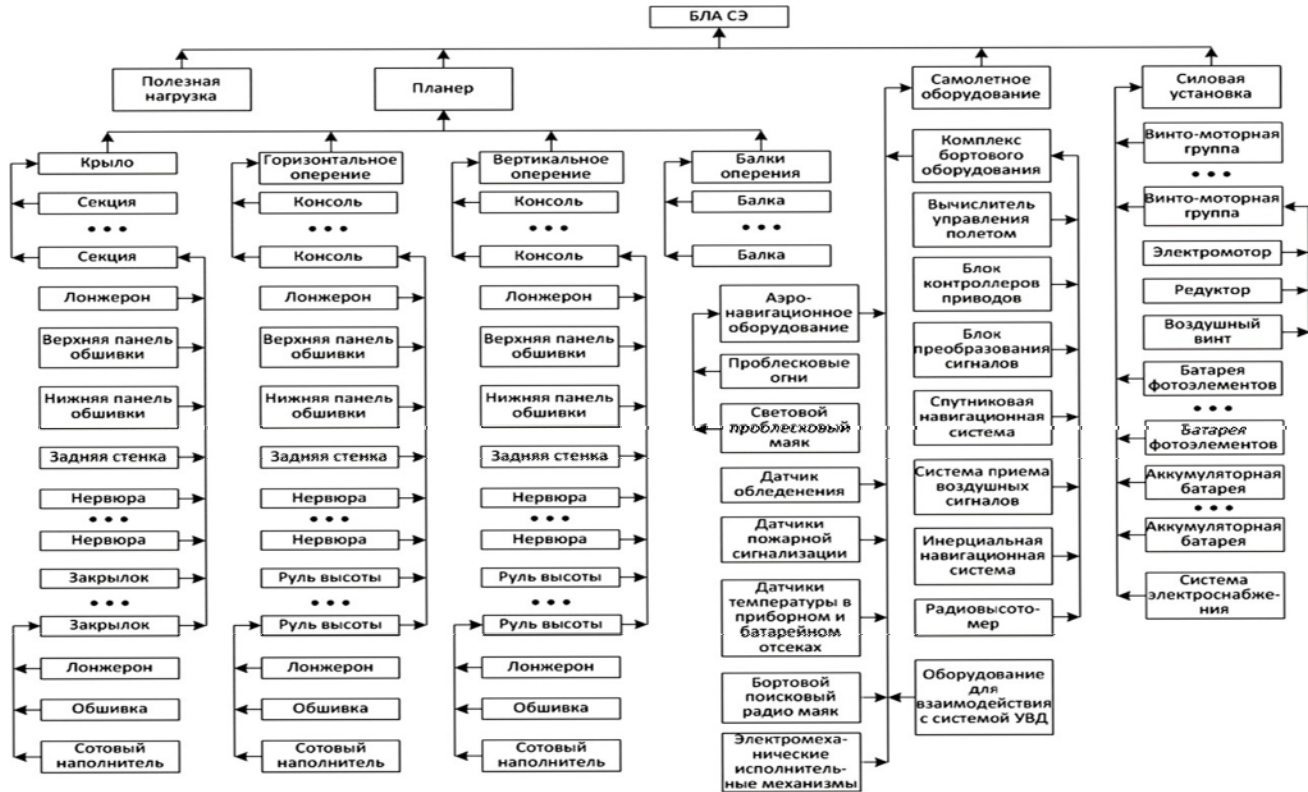


Рис. 3. Структурная схема БЛА С

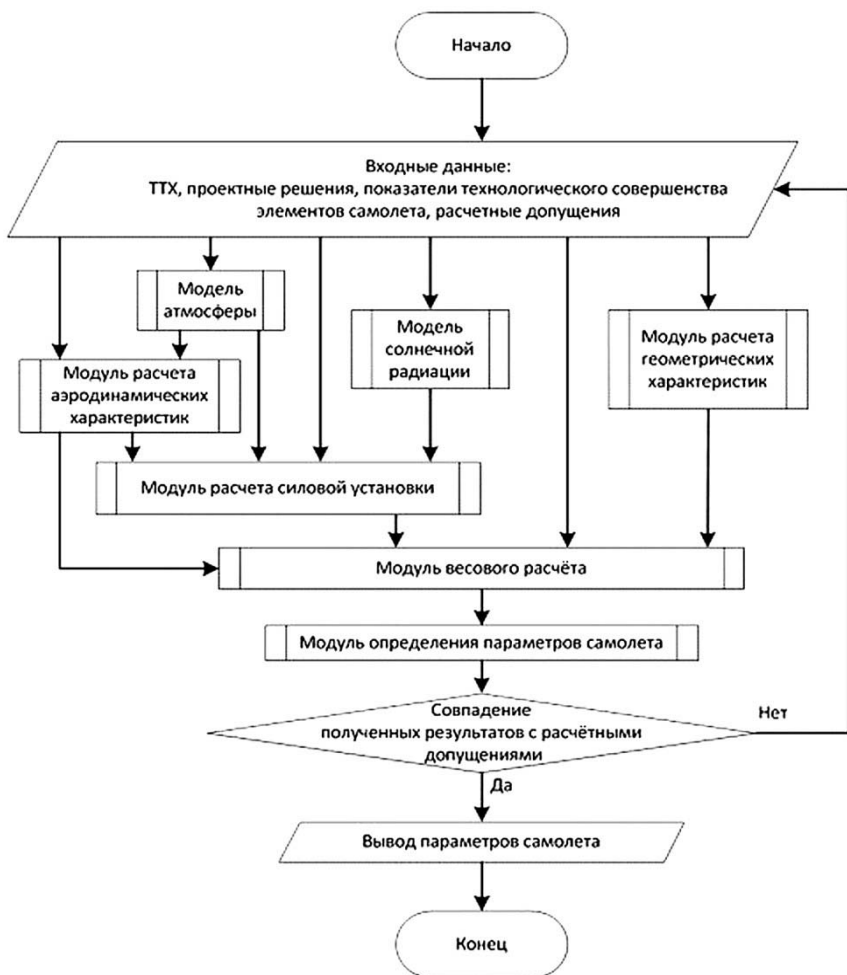


Рис. 4. Схема алгоритма

Геометрию профиля крыла, относительные омываемые площади элементов планера устанавливают в модуле расчёта геометрических характеристик.

В модуле расчёта параметров силовой установки определяются тяговооружённость самолёта, удельные характеристики накопителя энергии и солнечных элементов.

Расчёт линейных размеров самолёта, площадей и масс элементов планера, характеристик силовой установки после определения взлётной массы самолёта производится в модуле определения параметров самолёта.

Модель атмосферы, построенная на основании ГОСТ 4401-81, выдаёт необходимые параметры атмосферы для требуемых высот. Модель солнечной радиации, включающая модели положения Солнца, поглощения солнечного излучения атмосферой и функционирования солнечных элементов в полёте, позволяет определить энергию, которую могут выработать солнечные элементы за сутки полёта в зависимости от высоты полёта, времени года, географической широты, на которой производится полёт.

Блок-схема итерационного алгоритма формирования облика самолёта представлена на Рис. 4. Полученные в ходе итерации параметры самолёта сравниваются с расчётными допущениями, заложенными в начале итерации. Если результаты расчёта совпадают с расчётными допущениями с заранее заданной погрешностью, окончательные параметры самолёта выводятся на устройство вывода.

На основании входных данных рассчитываются параметры атмосферы, солнечной радиации, некоторые аэродинамические характеристики. Полученные параметры являются входными для модуля расчёта силовой установки. Геометрические параметры самолёта, параметры силовой установки, аэродинамические параметры поступают в модуль весового расчёта.

Представленный алгоритм формирования облика БЛА СЭ позволяет определить массу самолёта и его элементов; геометрические размеры самолёта и его элементов; мощность двигателей; ёмкость накопителя; основные аэродинамические характеристики.

Определение перечисленных параметров позволяет перейти к созданию конструктивно-компоновочной схемы, подбору двигателей, расчёту на прочность и других.

Корректность результатов, полученных с помощью представленного алгоритма, подтверждена сравнением их с характеристиками существующих экспериментальных БЛА СЭ и смоделированных.

Литература

1. *Васильев В.В., Егер В.С.* и другие. Оценка возможности создания беспилотного летательного аппарата на солнечных батареях. Вопросы оборонной техники. Сер. 15. Композиционные неметаллические материалы в машиностроении. М.: ФГП «НТЦ «Информ-техника», 2013. Вып. 1 (168).

2. *Бадягин А.А., Мухамедов Ф.А.* Проектирование лёгких самолётов. М.: Машиностроение, 1978.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМУМА УДЛИНЕНИЯ КРЫЛА ДЛЯ ОКОЛОЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЁТА

*А. Элхам, В.И. Рулин, доктор технических наук
(МАТИ РГТУ им. К.Э. Циолковского)*

Представлена методика оптимизации удлинения крыла самолёта на основе полуэмпирических методов, определяющих его аэродинамические и весовые характеристики. В качестве критерия оптимизации удлинения крыла принят минимум взлётного веса. Определены угол стреловидности, площадь и размах крыла, аэродинамическое качество самолёта.

Ключевые слова: удлинение крыла, угол стреловидности, аэродинамическое качество, дальность полёта.

Разработка эскизного проекта самолёта связана с выбором оптимального сочетания схемы самолёта, силовой установки, геометрических, весовых, лётных параметров и характеристик. Методы, с помощью которых решают эту задачу, называются методами оптимального проектирования [2].

Выбор параметров и характеристик самолётов, как и системы решения (алгоритмы) этой задачи, зависит от типа самолёта, стадии проектирования и др. При отыскании частного оптимума какого-либо из параметров остальные параметры считаются известными из статистики или предшествующих приближенных расчётов и рассматриваются как величины постоянные. Такой метод, называемый методом «замораживания» параметров [1], применяется при оптимизации одного из них.

Рассмотрим случай, когда крейсерская скорость, высота полёта и другие необходимые параметры выбраны по характеристикам самолёта Ту-204 [8].

Введём следующие обозначения:

- η сужение крыла;
- p нагрузка на 1 м^2 крыла;
- $M_{\text{кр}}^*$ критическое число Маха;
- λ удлинение крыла;
- K аэродинамическое качество;
- L дальность полёта самолёта;
- G_0 взлётный вес самолёта;
- $G_{\text{кр}}$ вес конструкции крыла;
- $G_{\text{т}}$ вес топлива;
- $G_{\text{п.н.}}$ вес полезной нагрузки;
- σ_6 относительная толщина бортового профиля крыла;
- $\sigma_{\text{п}}$ относительная толщина профиля крыла по перелому задней кромки;

- $c_{\text{к}}^{\text{—}}$ относительная толщина концевого профиля крыла;
 - $\chi_{1/4}$ – угол стреловидности крыла по линии $1/4$ хорд;
 - l размах крыла;
 - S^* – площадь крыла за исключением площади, занятой фюзеляжем.
- Требуется найти наилучшее сочетание параметров крыла $S, \lambda, \chi, \eta, c^{\text{—}}$.

В качестве критерия оптимальности примем минимум взлётного веса $G_{o \text{ min}}$.

Алгоритм задачи:

1. Определяем значения C, η, ρ_o по статистическим данным.
2. Находим $M_{\text{кр}}^*$ для крыла как функцию C_y .
3. Определяем угол стреловидности крыла как функцию $M_{\text{кр}}^*$.
4. Рассчитываем аэродинамическое качество самолёта K_{max} .
5. Определяем вес топлива для заданной дальности полёта как функцию K_{max} .
6. Определяем вес крыла как функцию геометрических и весовых параметров.
7. Рассчитываем взлётный вес самолёта как функцию параметров крыла.
8. Находим величину λ , соответствующую минимуму взлётного веса самолёта.

Для определения оптимума величины удлинения крыла для минимума взлётного веса самолёта надо решить систему уравнений:

$$\left\{ \begin{array}{l} M_{\text{кр}}^* = M_{\text{кр}}^*(\bar{c}, c_y); \\ \chi_{1/4} = \chi_{1/4}(M_{\text{кр}}^*, M_{\text{крейс}}); \\ K = K(c_y, c_{x0}, e, \lambda); \\ c_y = c_y(G_0, G_{\tau}, H, V, S, \rho); \\ c_x = c_x(\text{Re}, \bar{c}, \chi, c_f, \dots); \\ G_{\tau} = G_{\tau}(L, K, c_p, Y_{\text{крейс}}); \\ G_{\text{кр}} = G_{\text{кр}}(G_0, \lambda, \bar{c}, \chi, l); \\ G_0 = G_0(G_{\text{пуст}}, G_{\tau}, G_{\text{п.н}}). \end{array} \right. \quad (1)$$

Для самолёта-прототипа [8] скорость, высота и дальность полёта соответственно равны: скорость 830км/ч, высота 11000м, дальность 5800км. Из свойств атмосферы на высоте 11000м знаем, что на этой высоте плотность воздуха ρ и скорость звука a составляют соответственно 0,366кг/м³ и 295,26м/с. Число Маха полёта $M = g/a = 0,78$.

Основные параметры крыла самолёта-прототипа, принимаемые по статистике, использованы при определении оптимума удлинения крыла:

$$\rho_o = 590\text{кг/м}^2; \bar{\eta}_o = 3; c_n = 0,145; c_n = 0,11(z = 0,37); c_x = 0,095.$$

Для расчёта $M_{кр.проф}^*$ используем формулу Корна [4]. С её помощью можно определить $M_{кр}^*$ профиля в зависимости от его толщины и коэффициента подъёмной силы:

$$M_{кр.проф}^* = K_A c_{0,1} c_y \quad (2)$$

где K_A «фактор технологии», зависит от типа профилей.

Для обычных профилей K_A серия 6, $K_A = 0,83$.

$= 0,8-0,85$. Для профилей NASA,

Для современных сверхкритических профилей $K_A = 0,95$.

На Рис. 1 показано сравнение расчётов, полученных по формуле Корна и по результатам экспериментов NASA для сверхкритических профилей [6].

Видно, что при $c_y \leq 0,7$ формула Корна даёт хорошие результаты.

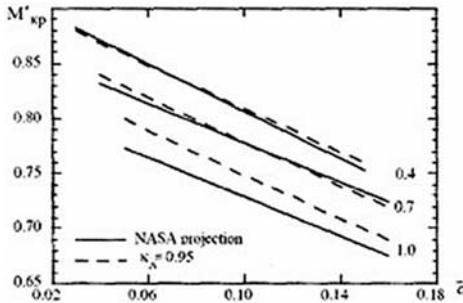


Рис. 1. Сравнение расчётов по формуле Корна и по экспериментам NASA

После определения $M_{проф}^*$ каждого профиля определяется $M_{кр.ср}^*$ крыла:

$$M_{кр.ср}^* = \frac{2}{S} \int_0^{l^*/2} M_{кр.проф}^* b dz, \quad (3)$$

где $l^*/2$ полуразмах крыла, за исключением подфюзеляжной части.

Известно [4], что при $0^\circ \leq \chi \leq 5^\circ$ зависимость между $M_{кр.\chi}^*$ стреловидного крыла и $M_{кр.ср}^*$ определяется по формуле

$$M_{кр.\chi}^* = \frac{M_{кр.ср}^*(\chi = 0)}{(\cos^{0,5} \chi_{1/4})^2}. \quad (4)$$

Принимая $M_{кр.\chi}^* = M_{зад} = M_{полет} + 0,05$, определяем угол стреловидности:

$$\chi_{1/4} = \arccos \left(\frac{M_{кр.ср}^*}{M_{зад}} \right)^2. \quad (5)$$

Аэродинамическое качество самолёта K определяется по формуле:

$$K = \frac{c_y}{c_x} = \frac{c_y}{c_{x0} + A(c_y - c_y^*)^2}. \quad (6)$$

Для его расчёта надо знать величину c_{x0} и коэффициент A самолёта. Для определения c_{x0} каждой части самолёта (крыло, фюзеляж, оперение и мотогондолы) используются полуэмпирические формулы из работы [3]. Так, c_{x0} самолёта определяется как функция геометрических параметров самолёта (относительная толщина крыла и оперения, удлинение крыла, оперения и фюзеляжа и так далее.). Коэффициент A находим по формуле [3]:

$$A = \frac{1}{\pi e \lambda}. \quad (7)$$

Коэффициент e учитывает отклонение эпюры распределения подъёмной силы крыла от эллиптической формы, а также влияние угла атаки на вихреобразование от других элементов компоновки (фюзеляжа, мотогондол, оперения и др.). Для расчёта e принимаем соотношение [2]:

$$e = \frac{1}{(1 + \delta_{\text{нссж}}) + (1 + \delta_{\text{сж}})}, \quad (8)$$

$$\text{где } \delta_{\text{нссж}} = 0,02 \frac{\lambda}{\cos \chi_{1/4}} \left(3,1 - \frac{14}{\eta} + \frac{20}{\eta^2} - \frac{8}{\eta^2} \right);$$

$$\delta_{\text{сж}} = \begin{cases} \lambda \bar{c}^{-1/3} (M - M_{\text{кр}}^*)^3 & \text{при } M > M_{\text{кр}}^* \\ 0 & \text{при } M < M_{\text{кр}}^* \end{cases}$$

В рассматриваемом случае учитывается только вес топлива, необходимый для крейсерского полёта:

$$G_T = c_p P T, \quad (9)$$

где c_p – удельный расход топлива (0,595 в 1/час для двигателя ПС-90А [9]);
 P – тяга двигателя;
 T – время полёта.

Учитывая, что для крейсерского полёта $P = Q$ и $G = Y$, можно записать

$$\frac{G_T}{G_0} = c_p \frac{1}{K} T. \quad (10)$$

Время полёта соответствует дальности полёта на крейсерской скорости. Для того чтобы рассчитать массу топлива на других фазах полёта (взлёт, набор высоты, снижение и посадка), учесть резерв топлива и другие условия, которые влияют на расход топлива (например, скорость

ветра), используем понятие эквивалентной дальности. Для дальнемагистральных самолётов ($L > 4000$ км) имеем [5]:

$$L_3 = 568 + 1,063L, \quad (11)$$

где

L_3 – эквивалентная дальность;

L – дальность полёта (в морских милях).

Таким образом, относительный вес топлива определяется по формуле:

$$\frac{G_T}{G_0} = c_p \frac{1,85L_3}{KV_{\text{крейс}}}, \quad (12)$$

где

$V_{\text{крейс}}$ в км/ч.

Для определения влияния основных параметров на вес конструкции крыла можно воспользоваться известной формулой из работы [1] для пассажирских самолётов с металлическим крылом:

$$G_{\text{кр}} = k_w l_s^{0,75} \left(1 + \sqrt{\frac{l_{\text{ref}}}{l_s}} \right) (n_y^p)^{0,55} \left(\frac{\frac{l_s}{c_{\text{корн}}}}{\frac{G_0 - G_T}{S}} \right)^{0,3}, \quad (13)$$

где

$$k = 6,67 \times 10^{-3};$$

$$l_{\text{ref}} = 1,905 \text{ м};$$

$$n_{\text{ult}} = 3,75 \text{ (из работы [3])};$$

$$l_s = 1/\cos\chi_{1/2}.$$

Полный вес самолёта определяется по формуле:

$$G_0 = G_K + G_T + G_{\text{п.н}}, \quad (14)$$

где

G_K , G_T , $G_{\text{п.н}}$ – вес конструкции самолёта, топлива, полезной нагрузки соответственно.

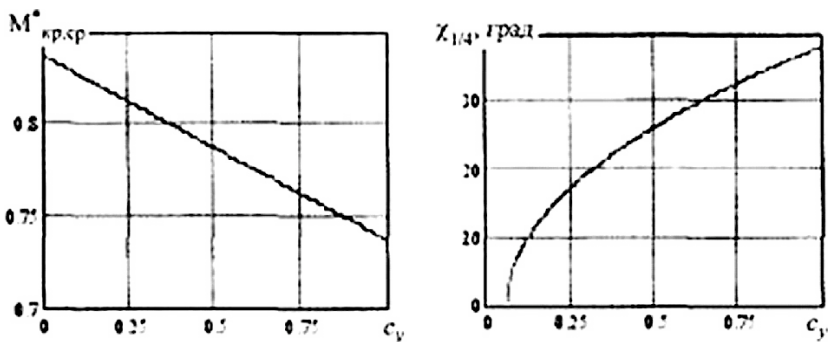


Рис. 2. Зависимость $M^*_{кр.сп}$ (а) и угла стреловидности $\chi_{1/4}$ (б) от коэффициента подъемной силы c_y

Поскольку наша задача состоит в оптимизации удлинения крыла самолёта, для определения взлётного веса самолёта используем вес конструкции самолёта-прототипа $G_{п.н.}$, кроме крыла G_S , а также $G_{п.н.}$. Вес крыла определяется по уравнению (13).

По данным работы [8], вес конструкции самолёта G_S (за исключением веса крыла) составляет 43230 кг, $G_{п.н.} = 11270$ кг. Таким образом, взлётный вес самолёта с исследуемым крылом определяем как:

$$G_0 = G_S + G_{п.н.} + G_T + G_{кр}. \quad (15)$$

Используя уравнения (12) и (13), уравнение (15) можно записать:

$$G_0 = G_S + G_{п.н.} + c_p \frac{1}{K} \frac{L_3}{V_{крейс}} G_0 + k_w l_s^{0,75} \left(1 + \sqrt{\frac{l_{ref}}{l_s}} \right) \times \left(n_y^p \right)^{0,55} \left(\frac{\frac{l_s}{c_{корн}}}{G_0 - c_p \frac{1,85 L_3}{K V_{крейс}} G_0} \right)^{0,3} \left(G_0 - c_p \frac{1,85 L_3}{K V_{крейс}} G_0 \right). \quad (16)$$

Решив систему уравнений (1), можно определить оптимум величин параметров крыла, обеспечивающих минимум взлётного веса самолёта. Результаты расчётов позиций этих параметров приведены на Рис. 2–4.

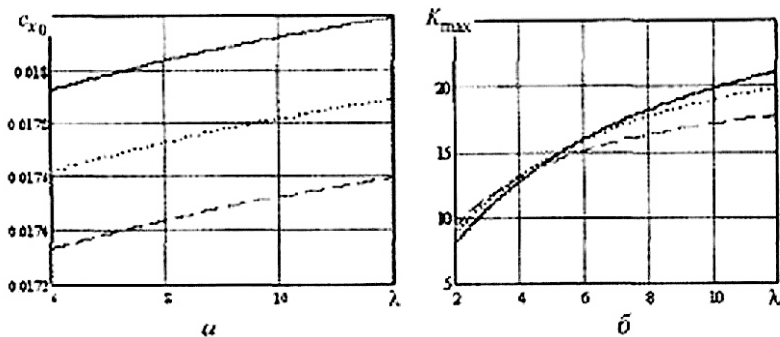


Рис. 3. Зависимость $c_{x0}(a)$ и аэродинамического качества самолёта (b) от удлинения крыла

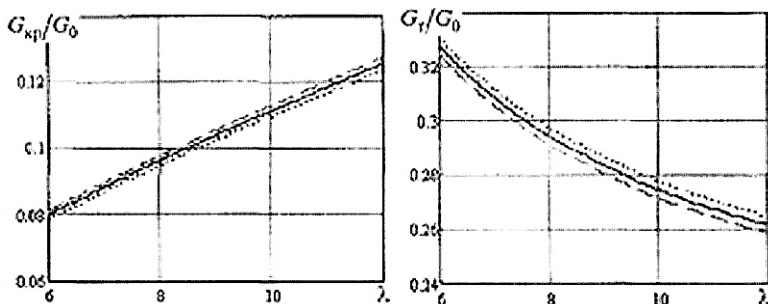


Рис. 4. Зависимость относительного веса крыла самолёта (a) и весовой отдачи по топливу (b) от удлинения крыла λ

На Рис. 5 показано изменение взлётного веса самолёта в зависимости от удлинения крыла в результате решения системы уравнений (1). Результаты оптимизации удлинения крыла приведены в таблице.

Самолет	G_0 , даН	$S_{кр}$, м ²	λ	$\chi_{1/4}$, град	l , м	G_T , даН
Прото-тип	107 500	182,4	9,6	28	42	32 000
Новый	104 800	178	9,9	27,5	42	28 670

Итак, мы установили, что удлинение крыла влияет на взлётный вес самолёта: чем больше удлинение, тем больше вес конструкции крыла и тем меньше индуктивное сопротивление и вес топлива для определённой дальности полёта. Таким образом, можно определить величину удлинения крыла, при которой взлётный вес достигает минимальной величины. Но для того, чтобы реализовать такой оптимизационный процесс, надо решить сложную систему уравнений, потому что взлётный вес самолёта не только функция удлинения крыла, но и функция многих других параметров. Это можно сделать, используя более мощные ЭВМ.

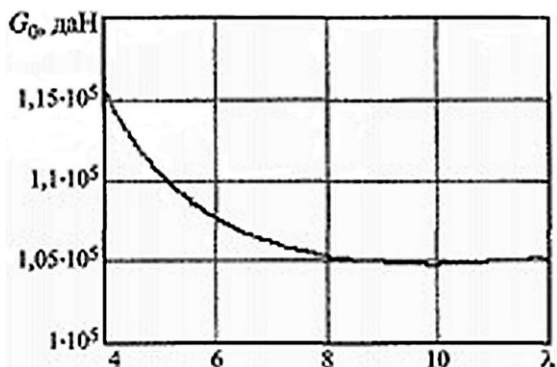


Рис. 5. Изменение взлётного веса самолёта в зависимости от удлинения крыла λ

Литература

1. *Torenbeek E.* Synthesis of Subsonic Airplane design. - Delft University Press, 1981.
 2. *Бадягин А.А., Езер С.М., Мишин В.Ф. и другие.* Проектирование самолётов. М.: Машиностроение, 1972.
 3. *Reymer D.P.* Aircraft Design a Conceptual Approach. A1AA, Inc. 1992.
 4. *Howe D.* Aircraft Conceptual Design Synthesis. – Professional Engineering Publishing Limited. London.
 5. *Jenkinson L.R., Simpkin P., Rhodes D.* Civil Jet Aircraft Design. Arnold, 1999.
 6. *Mason W.H.* Configuration Aerodynamics. Virginia Tech, 2006.
 7. *Corning G.* Supersonic and Subsonic CTOL and VTOL, Airplane Design. College Park, Maryland, 1979.
- www.tupolev.ru
 - www.avid.ru

**МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО
СПЕЦИАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ РСФСР**

**Московский авиационный технологический институт
им. К.Э. Циолковского**

**Кафедра «Аэродинамика и конструкция
летательных аппаратов»
Филиал Московского авиационного технологического
института им. К.Э. Циолковского при ММЗ «Опыт»**

З.Н. Белякова, А.Л. Пухов, В.И. Рулин, Г.В. Юдин

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ
АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
МОДЕЛЕЙ Л.А. И ЕГО ЧАСТЕЙ
В НАПОРНОЙ ГИДРОТРУБЕ**

*Методические указания к лабораторной работе по курсам:
«Аэродинамика самолета»,
«Аэродинамика и динамика полета»,
«Аэродинамика и конструкция Л.А.»,
«Теоретическая и экспериментальная аэродинамика».*

Москва 1986-1987

«Экспериментальное исследование
аэрогидродинамических характеристик
моделей Л.А. и его частей в напорной гидротрубе».
Методические указания к лабораторной работе
по курсам "Аэродинамика самолета",
"Аэродинамика и динамика полета",
"Аэродинамика и конструкция Л.А.
"Теоретическая и экспериментальная
аэродинамика". М., изд. МАТИ, 1986. – 30 стр.

Авторы: З.Н. Белякова, А.Л. Пухов,
В.И. Рулин, Г.В. Юдин

Программу расчета
аэрогидродинамических
характеристик на ЭВМ составили:
А.И. Алексеев, А.В. Воронов

В методических указаниях рассматривается ряд основополагающих вопросов, связанных с аэродинамическим проектированием летательного аппарата и стратегией его проектирования. Дается оценка экспериментальным и вычислительным методам современной аэрогидродинамики в создании перспективных проектов Л.А. Рассматривается комплексная методика эксперимента, позволяющая параллельное ведение экспериментов в аэродисках на одних и тех же моделях при числах $Re \sim 10^6$. Дается метод расчета суммарного коэффициента подъемной силы C_{y_a} модели тонкого КМУ, основанный на экспериментальном определении вихревой составляющей C_{y_v} пространственным и поверхностным методами визуализации. Обработка результатов эксперимента проводится на ЭВМ, программы расчета прилагаются.

Методические указания
предназначены для использования
в проведении лабораторных занятий,
лекций по курсам: «Аэродинамическое
проектирование ЛА». «Аэромеханика»,
«Методы планирования экспериментальных
исследований», практических работ,
при курсовом и дипломном проектировании.

© Московский авиационный технологический институт
им. К.Э. Циолковского, 1986 год.

Предисловие

**Разработка малой напорной гидродинамической трубы ГТ-1 МАТИ,
(Москва, 1984 г.)**

История вопроса

В начале 50-х годов прошлого века в одном из исследовательских подразделений предприятия им. М.В. Хруничева появилось несколько гидродинамических труб малого размера ($L=2,0$ м; $S=1,2$ м; $H=1,8$ м; объемом $W=700$ л воды). Они являлись напорными гидротрубами классической аэродинамической схемы и имели теоретический контур, включающий в себя: конфузور ($n=4$); прямоугольную рабочую часть ($a \times b=333$ мм \times 250 мм); четыре габаритных колена с наимыгоднейшим количеством поворотных лопаток; гребной четырехлопастный винт кавитационного профиля; спрямляющий аппарат для выравнивания струи семью профилированными лопатками; диффузор с ребрами жесткости и углом раскрытия $\alpha=7^\circ$. Электропривод состоял из системы «Leonardo» с двигателем постоянного тока, $N=2,8$ кВт, регулятора оборотов вала и переходной муфты.

Единственная гидротруба серии малых труб АВА была восстановлена в лаборатории «Гидроаэромеханики» в 1972 году на кафедре «Аэродинамика и конструкция ЛА» (авторы: Юдин Г.В., Колмыков Г.И., Соколов Е.Н., Закушилов Е.В.).

К сожалению, вся документация, чертежи, расчетная часть полностью отсутствовали. Утраченные части заново собираемой гидротрубы пришлось частично восстанавливать, не всегда обращая внимание на оригинал: вместо конфузора появилось сопло ($n=4$); был спроектирован и изготовлен α - β -механизм; хонейкомб с размером квадратной ячейки 20×20 мм, толщиной 0,3 мм, глубиной 100 мм; обтекатель (кок) винта; силовой каркас; изложницы; слив и поддон.

Гидродинамическая труба ГТ-1 МАТИ и характеристики потока сертифицированы, определены коэффициенты полей скоростей и давлений (константы полей). Максимальная средняя скорость в рабочей части $V_{\max, d \Gamma} = 3$ м/с, рабочая средняя скорость в рабочей части $V_{\text{срд } \Gamma} = 2,3$ м/с, гидравлический диаметр d_{Γ} рабочей части равен 285,6 мм, коэффициент поля скоростей $\mu_v = f(y, z) = 1,16$.

Для измерения поля скоростей в рабочей части гидротрубы ГТ-1 МАТИ был спроектирован и изготовлен скоростной насадок. Составные его части имеют резьбовые соединения с мелким шагом, покрытые эпоксидной смолой. По специально разработанной методике насадок прошел тарировку в аэротрубе Т-1, сертифицирован, имеет название «Экспериментальный комбинированный скоростной насадок МАТИ», тарировочный коэффициент $\xi = 0,996$.

При сборке отсеков применялись масляные эмали, герметик, нормализованные крепежные винты, болты, заклепки, уголки, СОЛ (4,5 мм). Емкость гидротрубы составила 900 литров.

Конструктивно гидротруба состоит из заменяемых отсеков, имеющих фланцевые соединения. Рабочей жидкостью является отфильтрованная вода, которая приводится в действие гребным четырехлопастным винтом.

Степень турбулентности потока составляет $\varepsilon_{м.п.} = 2,7\%$ в центре потока рабочей части, $Re_{кр.} = 2,04 \times 10^5$.

Визуализация потока обеспечивается пузырьками кавитационного характера, которые образуются на лопатках гребного винта, пульсируют, висят там, а затем сносятся потоком в рабочую часть. Получение в рабочей части гидротрубы ГТ-1 МАТИ расчетной скорости $v_{max\ расч} = 2,3$ м/с и расчетного скоростного напора $q_{max} 269,79$ кг/м² не всегда целесообразно из-за большой степени кавитации на гребном винте, поэтому эксперимент может проводиться при эксплуатационной скорости потока $v_{экспл} = 0,8$ м/с и скоростном напоре $q_{экспл.} = 32,64$ кг/м².

Метод «кавитационных пузырей» позволяет проводить количественный эксперимент в аэротрубе Т-1 МАТИ и качественный в ГТ-1 МАТИ, при одинаковых числах $Re (Re = 1,871,88 \times 10^5)$ и на одних и тех же моделях, однако, кавитационный характер пузырей накладывает некоторую некорректность на полученные картины обтекания вблизи модели ввиду двухфазности среды. Наблюдения показывают, что в начальных стадиях процесс образования и замыкания кавитационных пузырей носит нестационарный характер. Однако при развитой кавитации и сформировавшейся каверне течение можно выстраивать как установившееся. Появление разрывов в потоке воды зависит от ее объемной прочности.

В условиях визуализации потока, когда пузырек с потоком перемещается, на его устойчивость и рост влияют инерционные силы, силы вязкости и неоднородности поля давлений.

Объемная плотность воды зависит от скорости потока и воздухоподдержания. Различают два вида кавитации при обтекании тел – пузырьковую и пленочную. Начало развития кавитации связано с увеличением скорости потока и значительным понижением давления на верхней поверхности модели (например, крыла). Избыточное давление отрицательно. Это понижение давления порождает нарушение равновесия и начало кавитации, т.е. кавитационных пузырей. Двигаясь вместе с потоком, кавитационные пузыри растут. Если скорость продолжает увеличиваться, то пузыри, сливаясь, образуют на поверхности пузырьковую каверну. При возрастании скоростей обтекания протяженность каверны увеличивается и растет ее устойчивость. При этом исчезает пузырьковая структура каверны, кавитация становится стационарной и прозрачной. Такая кавитация называется пленочной.

Возникновение того или иного вида кавитации зависит от формы модели, картины распределения давления по ее поверхности, угла атаки, скорости потока. Наблюдения показывают, что давление в каверне равно давлению насыщенного пара p_n . Процесс кавитации зависит от числа Эйлера:

$$k = \frac{p_{\infty} - p_n}{\rho v^2 / 2}$$

где k – число кавитации, представляет основной критерий ее моделирования.

Число кавитации, при котором возникает кавитация данного вида, называется критическим $K_{кр.}$.

Опыты в гидротрубе ГТ-1 МАТИ показали, что пузырьковая (поточная) и образующаяся над моделью пленочная кавитация при небольших скоростях потока $v_{ср. \infty}$ не вносят существенных изменений в структуру обтекания, а, следовательно, и в аэрогидродинамический характер обтекаемых тел. Пленочная каверна растет по потоку и занимает область вихря. В диапазоне углов атаки $0 < \alpha < \alpha_{кр.}$ (при $\alpha = const$) и в зависимости от скорости течения $v_{ср.м. \infty} = v_{ср.кр.}$ вырисовывается определенная область вихря, т.е. пленочная каверна замыкается на определенном значении R_{min} .

Данный метод визуализации достаточно полно позволяет изучать вихревые течения, ибо, как известно, давление по нормали к поверхности не претерпевает разрыва, и можно считать, что кавитационные образования четко разделяют границы пониженного и повышенного давления и выделяют объемы, занятые вихрем.

Впервые в экспериментальной практике авиационного ВУЗа страны создан аэрогидродинамический исследовательский комплекс, состоящий из аэродинамической трубы Т-1 МАТИ малых скоростей ($v_{max} = 50$ м/с), напорной гидродинамической трубы ГТ-1 МАТИ ($v_{max} = 3$ м/с), самотечной гидротрубы ГТ-2 МАТИ ($v_{max} = 18,3$ см/с). Комплекс разработан для аэродинамических исследований (состав стендового оборудования и информационные модули сопряжения) и методического обеспечения задачи идентификации суммарных и распределенных АДХ несущей поверхности: линейный метод расчета АДХ тонкого крыла произвольной формы в плане, инженерные методики расчета поля скоростей на поверхности тонкого крыла при безотрывном обтекании и расчет поля скоростей на поверхности тонкого трехугольного крыла при безотрывном обтекании. Инженерные методы доведены до программной реализации.

Практическое внедрение комплекса проходило с 1970 по 2015 год. Это позволило:

- значительно повысить точность проведения и обработки экспериментальных исследований в стендовых и летных испытаниях;
- заменить проведение некоторых натурных вертолетных испытаний стендовыми испытаниями;
- значительно повысить качество обработки ЛТХ наиболее ответственных режимов полета (при испытании новой техники).

Заметим, что помимо практики аэродинамического проектирования ЛА на базе разработанного комплекса выполнены:

- проектирование аэродинамически эффективных поверхностей автомобильной сцепки типа «Кемпер»;
- аэродинамические исследования биомеханической пространственной модели движения спортсмена – фигуриста и спортсмена – конькобежца;
- спортивного инвентаря;
- исследования моделей болида Формулы 1 (slipe strime);
- аэродинамические исследования законцовки крыла МС-21;

-
- исследования модели самолета ТУ-330;
 - решены задачи мониторинга земной поверхности.

Результаты разработки номинировались на отраслевых выставках ВДНХ СССР и были отмечены:

- бронзовой медалью в 1984 году за «Разработку малой гидродинамической трубы ГТ-1 МАТИ»;
- бронзовой медалью в 1986 году за «Экспериментальные исследования аэродинамических характеристик моделей ЛА и его частей в напорной гидротрубе ГТ-1 МАТИ» (часть 1);
- серебряной медалью в 1987 году за «Экспериментальные исследования аэрогидродинамических характеристик моделей ЛА и его частей в напорной гидротрубе ГТ-1 МАТИ», (часть 2).

Авторы работы: Белякова З.Н., Пухов А.Л., Рулин В.И., Юдин Г.В.

Как выяснилось позже, гидротруба ГТ-1 МАТИ является одним из рабочих проектов конструкции малой гидротрубы серии AVA Геттенгенского университета (Германия).

*«Знание это не все то, что
нам посчастливилось узнать,
но только то, что достаточно
обдуманно для понимания взаимосвязи
и полезного приложения»
Г. К. Лихтенберг (1742–1799)*

ВВЕДЕНИЕ

В.1. Вопросы стратегии аэродинамического проектирования летательного аппарата

Проектирование л.а. является окончательной целью аэродинамики, и все другие действия должны приводить к этой цели /5/. Проект реального самолета представляет окончательную и наиболее строгую проверку гипотез, концепций и методов. Поэтому важно, чтобы аэродинамика отвечала на вопрос: применимы ли ее результаты в проектировании. К проблеме аэродинамического проектирования можно подойти различными путями. Однако, различные типы проектируемого самолета должны обладать определенными важными свойствами, вытекающими из идеи "здорового" обтекания, принадлежащей Прандтлю и состоящей в том, что обтекание должно быть эффективным средством создания подъемной силы и оставаться стационарным и устойчивым в диапазоне чисел M_∞ и Re_x , углов атаки α и скольжения β , соответствующих всем режимам полета /23/.

В аэродинамическом проектировании уверенный путь, ведущий к хорошему практическим решениям, начинается с механики жидкости и газа и выбора типов течений, подходящих для инженерных целей. Этот выбор приводит к соответствующим типам самолетов, основным концепциям проекта и соответствующим методам /22/.

Самым сильным аргументом против применения любой другой стратегии является то, что невозможно представить, как существующие типы самолетов с их управлением и средствами создания подъемной силы и тяги, могли бы возникнуть эволюционным путем с помощью вычислительных машин, т.к. формы, вытекающие из соображений желательного обтекания, не могут появиться из чисто геометрических соображений /5/.

Важным отражением правильного подхода в аэродинамическом проектировании являются исследования, необходимые для создания фундамента до начала самой проектной работы. Необходима работа в области механики жидкости по поискам типов течений и их потенциальной пригодности для инженерных приложений. Правильный подход отражается также в выборе средств, необходимых в работе, и их использовании. От теории необходимы математические модели течения, в которых содержатся все существенные черты течения. Не очень полезно получать ответы большой числовой точности от вычислительной машины, если модель течения не адекватна. Не следует применять математическую модель, которая недостаточно учитывает форму тела и оставляет неопределенным тече-

ние. Любая полезная модель течения должна содержать в себе все индивидуальные характерные черты, отличающие одно течение от других. Поэтому течения в важных областях, таких как передние кромки, окрестности линий отрыва, изломы контура крыла в плане, области сопряжения элементов должны быть заранее обдуманы и внесены в модель и программу вычислений, если предполагается ее применить. Наиболее ценны для практики проектирования те методы, которые содержат ясные физические концепции и образуют методологическую основу, ведущую конструктора к реализации тех характеристик, которыми должен обладать его самолет. Кроме того, основы методологии, прочно базирующиеся на законах физики, вырабатывают у проектировщика искусство разрешимого и предотвращают практически нереализуемые иллюзии.

Что касается эксперимента, то аэродинамические исследования и проектирование самолета характерны интенсивными испытаниями моделей больше, чем любая другая область науки и техники. Исключительно важно, чтобы в таких модельных испытаниях были представлены все существенные индивидуальные черты исследуемого типа течения. Аэрогидродинамические трубы, экспериментальные летающие лаборатории, вычислительные машины и, конечно, методы испытаний обязаны соответствовать этой цели, только тогда они дадут полезные инженерные результаты. Таким образом, теория и эксперимент неотделимы в аэродинамике, и остается мало места для чистого математика или для чистого одностороннего экспериментатора. Теоретическая аэродинамика трудна и сложна, вот почему она до сих пор является в значительной степени экспериментальной наукой /26/.

В. II. Задачи современной практики аэродинамического проектирования летательного аппарата

Практика аэродинамического проектирования л.а. выдвигает на сегодняшний день ряд важных аэродинамических задач /9/:

1. Исследование обтекания с крупномасштабным отрывом сложных пространственных конфигураций, состоящих из нескольких сопряженных элементов.

2. Расчет течений, содержащих интенсивные вихревые течения, такие как, например, создаваемые острыми кромками КМУ или наплывами в его центральной части.

3. Исследование пространственных отрывных вихревых течений, образующихся в результате взаимодействия пограничных слоев.

4. Исследование взаимодействия упругой конфигурации с нестационарными течениями вязкой жидкости.

Современный уровень исследований предполагает использование для решения этих задач экспериментальные аэрогидродинамические методы (ЭАГД) и методы вычислительной аэрогидродинамики (ВАГД).

ВАГД и ЭАГД играют различные роли в процессе разработки л.а., они имеют различные достоинства и недостатки.

Методы ЭАГД

Преимуществом этих методов, имеющих ограниченные возможности подробного изучения поля течения, является удобство непосредственного получения интегральных характеристик с помощью весовых измерений. Разнообразные методы исследования течений позволяют получать обобщенные характеристики полей течения. После того, как окончательно выбрана конфигурация л.а. с помощью испытаний в аэротрубах определяются для различных режимов полета такие основные данные л.а., как летные характеристики, характеристики устойчивости и управляемости, распределенные аэродинамические нагрузки.

Методы ВАГД

История развития ВАГД /9/ в настоящее время насчитывает IV этапа.

I. Для первого этапа характерны расчеты безотрывных течений на тонких телах под малыми углами атаки при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях потока. В результате расчетов можно определять распределение давления, подъемную силу, индуктивное сопротивление. Используются линеаризованные уравнения для невязких жидкостей и их сочетание с уравнениями для пограничного слоя.

II. На втором этапе снимается ограничение на относительные поперечные размеры обтекаемых тел. Используются нелинейные уравнения Эйлера для невязких потоков или эти же уравнения совместно с уравнениями для пограничного слоя.

III. На третьем этапе расчет течений проводится с учетом всех членов уравнений Навье-Стокса. На этом этапе будут разработаны численные методы, которым будут доступны расчеты отрывных течений и взаимодействия потоков, обтекания тел под большими углами атаки и нестационарные течения.

IV. На четвертом этапе станут реальностью расчеты с применением полных уравнений Навье-Стокса. При этом члены, описывающие процессы турбулентного переноса, будут рассчитываться непосредственно, а «мелкокомасштабная» турбулентность будет моделироваться.

Методы I и II этапов широко используются в практике проектирования в настоящее время. Важнейшей задачей ВАГД сейчас является ускорение развития I этапа с целью внедрения разрабатываемых численных методов в практику аэродинамического проектирования. Разработка методов IV этапа в настоящее время находится в стадии начальных поисков; т.к. для их развития необходимы ЭВМ с гораздо более высоким быстродействием, чем ЭВМ современного поколения.

Одновременно с успешным развитием ВАГД совершенствуется экспериментальная аэрогидродинамическая база. Поскольку ни ВАГД, ни ЭАГД, взятые отдельно, не могут ответить на все запросы проектировщиков л.а., эти два средства определения аэродинамических характеристик будут постоянно использоваться в оптимальном сочетании с учетом их достоинств и недостатков.

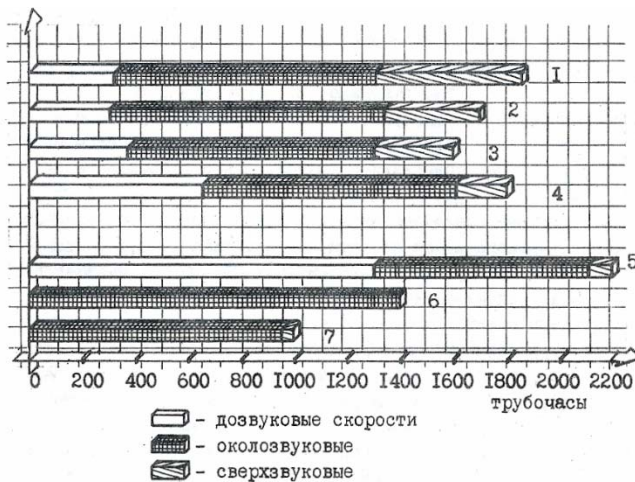
Проектные исследования при создании новых л.а. требуют решения широкого круга сложных проблем. Например, при разработке высокоманевренного истребителя F-16, отличающегося высоким аэродинамическим совершенством, было исследовано значительно большее число суммарных и распределенных характеристик, а также типов полей течений, чем для обычного самолета, который определяется, как известно, параметрами крейсерского режима полета. На разработку и доводку базового

самолета F-16 и его вариантов было затрачено около 12 тысяч трубочасов. На рис. 1 дано распределение общего времени занятости аэротруб при испытаниях моделей самолета F-16 по сложности полей течений.

Применение методов ВАГД в разработке проекта истребителя F-16 составило по времени 16% от общего числа трубочасов испытаний этого самолета в аэротрубках.

На рис. 2 показан вариант отработки ЛТХ опытным образцом истребителя F-18 при выполнении им различных фигур пилотажа. Особое внимание отводилось визуальному изучению вихревой системы крыла, которая образуется вблизи излома передней кромки. На рис. 4 показаны основные вихри на крыле самолета F-16 при выполнении им «иммельмана». Эти вихри способствуют повышению энергии пограничного слоя, предотвращают отрыв потока в корневой части крыла и потерю путевой устойчивости при увеличении угла атаки. Наиболее отчетливо эти вихри видны в момент схода с наплывов, при выполнении истребителем F-16 крутого набора высоты (рис.3) /10/.

Совершенствуя методы ВАГД, а именно разрабатывая и осваивая методы III этапа, которые позволяют рассчитать обтекание полной конфигурации самолета, можно повысить ее значимость в проектных разработках в ближайшие 15 лет /9/.



1 – присоединенные течения; 2 – течения с отрывом;
 3 – вихревые течения; 4 – смешанные вихревые и присоединенные течения; 5 – смешанные вихревые и отрывные течения;
 6 – нестационарные течения; 7 – обтекание сложных конфигураций с взаимной интерференцией элементов.

Рис. 1. Распределение по сложности полей течения общей продолжительности испытаний моделей истребителя F-16

В летных испытаниях опытного образца самолета иногда наблюдаются негативные, нерасчетные эффекты, даже несмотря на интенсивные исследования моделей этого самолета методами ЭАГД. Иногда технические решения, принимаемые на основе результатов летных испытаний, например, для улучшения характеристик сваливания, специфичны для каждого самолета. Однако, интерес представляют общие принципы, которыми можно руководствоваться, исходя из практики летных испытаний самолета и особенно на критических режимах полета. Вот почему так важно в летных испытаниях самолета, даже при наличии большого количества измерительной и обрабатывающей техники на его борту, иметь пространственные спектры обтекания, позволяющие оценить его вихревую систему при всем многообразии фигур пилотажа и критических режимов полета.



Рис. 2. Вертикальный набор высоты самолетом F-16 со включенной форсажной камерой при большой перегрузке



Рис.3. Возникновение основных вихрей при выполнении самолетом F-16 крутого набора высоты



Рис. 4. Возникновение основных вихрей при выполнении самолетом F-16 «иммельмана»

Методология аэродинамического проектирования еще находится в развитии и далека от завершенного состояния, поэтому аэродинамическое проектирование самолета является в такой же степени искусством, как и наукой, а применяемые методы еще далеки от совершенства. Вот почему механика жидкости и газа является основой его аэродинамического проектирования.

I. Комплексная методика эксперимента в аэрогидротрубах – информативный метод ЭАГД

Существует довольно обширная литература по методам ЭАГД, включающая пространственные спектры обтекания модели, полученные различными средствами и способами визуализации. Большинство снимков со спектрами обтекания сделались классическими (см. работы Прандтля, Гольдштейна, Бэтчелора, Чжена, Верле, Эпштейна и др.) и перекочевали во множество других книг для разъяснения различных процессов обтекания. Эти спектры обтекания получены в гидротрубах при малых числах Рейнольдса ($Re \sim 10^4$) и при заметном влиянии стенок /14/. Весовой же аэродинамический эксперимент на моделях в аэротрубах проходит при числах $Re \sim 10^6$. Сравнение качественных характеристик обтекания пространственных спектров с количественными результатами при этом приводит к ряду кардинальных осложнений, в результате которых до сих пор не получены картины течений, качество которых соответствовало бы результатам количественного эксперимента /15/.

Как уже указывалось в работе /1/, гидродинамическая труба ГТ-1 имеет большие скорости и числа Re , соответствующие числам Re аэродинамической трубы Т-1 ($Re_{bo} \approx 10^6$). Поэтому качественные результаты и их физическая основа могут получить количественное подтверждение путем прудовок аналогичных моделей в аэротрубе.

Методика комплексного эксперимента состоит в параллельном проведении исследований с моделями, имеющими одинаковые геометрические размеры в аэродинамической трубе Т-1 и гидродинамической трубе ГТ-1 при числах $Re_{bo} = idem$. При этом габаритные размеры моделей крыла, тела вращения или всего л.а. выбираются, исходя из геометрических размеров рабочей части ГТ-1 (поперечное сечение 333 мм×250 мм, длина 700 мм) с учетом поправок на влияние границ потока.

Однако для применения комплексной методики эксперимента, как информативного способа ЭАГД, необходима выработка принципов адекватности спектров обтекания моделей, полученных в гидротрубе ГТ-1 методами «воздушно-кавитационных пузырей» и «жидкой пленки» с количественными опытными аэродинамическими характеристиками этих же моделей в аэротрубе Т-1. При этом большую пользу принесет визуализация "пределных" линий тока /16/, т.е. как бы отпечатка течения на поверхности модели. Такие отпечатки можно получить и в гидротрубе ГТ-1, и в аэротрубе Т-1, а идентичность геометрических размеров обеспечит возможность тщательного сравнения этих плоских спектров.

Для формирования принципов адекватности пространственного характера обтекания в объеме влияния модели на поток с количественными аэродинамическими характеристиками необходимо кратко остановиться на основных элементах теории подобия.

1.1. Элементы теории подобия

Как известно, в аэрогидромеханике особо важное значение имеет теория подобия потоков, т.к. она устанавливает возможность перенесения экспериментальных данных, полученных на модели, на натуральный объект /8/.

Процесс изучения объекта, или физического явления, при помощи модели называется моделированием /6/. Различают два вида моделирования: физическое и математическое. Если физика явлений в исследуемом объекте и его модели одинакова и если процессы, протекающие в модели и объекте, описываются одинаковыми математическими и логическими зависимостями, то такое моделирование называется физическим. Основное достоинство физического моделирования состоит в том, что оно позволяет непосредственно наблюдать характер протекания физического процесса на модели / 6/.

В практике самолетостроения особенно в период аэродинамического проектирования при разработке, оптимизации параметров и доводке разрабатываемого л.а. изготавливается значительное количество моделей, обычно превышающее 40-50 штук., а суммарное время испытаний методами ЭАГД различных моделей одного и того же л.а. доходит до 17-20 тыс. трубочасов. Если для различных модификаций модели истребителя F-16 потребовалось порядка 12 тыс. часов, о чем уже указывалось, то для отработки аэродинамики моделей методами ЭАГД, таких самолетов как "Конкорд", Ту-144 и др. потребовалось порядка 20 тыс. трубочасов /10/, причем для решения вопроса о влиянии изменения обводов крыла и фюзеляжа только на обледенении СПС "Конкорд" было исследовано 55 различных конфигураций этого самолета /7/.

Физическое моделирование в аэрогидромеханических исследованиях базируется на понятии физического подобия, под которым понимается комплекс условий, обеспечивающих одновременно геометрическое (подобие формы), кинематическое (подобие движения) и динамическое подобие (подобие сил) /II/. Подобие называется полным, если в пространстве, окружающем натурный объект и соответствующую модель, подобие картин движения соблюдается полностью, т.е. если подобны многоугольники скоростей, ускорений; действующих сил, и все однородные физические величины, определяющие движение, находятся в определенном постоянном соотношении в сходственных точках пространства в сходственные моменты времени (для стационарных процессов любые моменты времени являются сходственными). Полное динамическое подобие редко достигаемый предел. Очень часто экспериментальные исследования приходится проводить лишь в условиях частичного подобия, которое становится определяющим для данного явления.

Для обеспечения физического или, как принято в аэрогидромеханике, механического подобия двух явлений, определяющихся имеющими единственное решение системами дифференциальных, алгебраических или функциональных уравнений, необходима и достаточна тождественность основных уравнений и тождественность безразмерных граничных и начальных условий. Механическое подобие предусматривает подобие сил взаимодействия потока с обтекаемыми им твердыми телами. Это позволяет путем аэрогидромеханического эксперимента на модели или, в более узком смысле слова, аэрогидродинамического эксперимента на модели делать вывод об аэрогидродинамическом качестве натурального объекта.

Сущность моделирования заключается в том, что на модели меньшего масштаба создается аэрогидродинамическое явление, подобное тому, которое должно возникнуть в натуре.

Комплексная методика эксперимента предполагает создание на одних и тех же моделях адекватных аэрогидродинамических явлений, а также этапность этого моделирования в аэрогидротрубах с целью предсказания и объяснения подобных явлений на натуральных объектах.

Основной задачей моделирования, от решения которой зависит успех исследования, является определение наиболее важных из действующих в рассматриваемом явлении сил и выбор соответствующих критериев частичного подобия сил /13/.

Обеспечение механического подобия двух потоков предполагает нахождение коэффициентов подобия, взаимосвязь которых называется характеристическими уравнениями механического подобия, которые устанавливают соотношения между множителями для геометрических, кинематических и динамических элементов потоков.

Рассмотрим два механически подобных потока, один из которых соответствует изучаемому явлению в натуре, например, обтеканию КМУ, а другой модели явления, т.е. обтеканию уменьшенной модели КМУ. В связи с этапностью моделирования по комплексной методике эксперимента можно рассмотреть два механически подобных потока и по другому, один соответствует явлению на модели КМУ в гидротрубе, другой явлению на той же модели, но в аэротрубе, а затем провести сравнение явлений с натурой. Смысл получения характеристических уравнений механического подобия не изменится.

Итак, параметры натурального потока обозначим индексом "Н", модельного "М".

При наличии механического подобия отношения всех механических параметров и модельного и натурального движений для любых пар сходственных точек и любых пар сходственных моментов времени будут одинаковыми. Эти отношения называются коэффициентами подобия /8/ и обозначаются λ с соответствующими индексами.

Если два потока геометрически подобны, то:

$$\frac{l_n}{l_m} = \lambda_l, \quad l_n = \lambda_l l_m$$

для сходственных сечений S и объемов W

$$\frac{S_n}{S_m} = \lambda_l^2, \quad \frac{W_n}{W_m} = \lambda_l^3, \quad \text{где } S_n = \lambda_l^2 S_m, \quad W_n = \lambda_l^3 W_m$$

Если два потока геометрически и кинематически подобны, то для сходственных значений скоростей, ускорений и интервалов времени:

$$\lambda_v = \frac{v_n}{v_m} \text{ где } \lambda_v = \frac{\lambda_l}{\lambda t}, \text{ а } \lambda_t = \frac{\lambda_l}{\lambda v};$$

$$\lambda_a = \frac{a_n}{a_m} = \frac{\lambda v}{\lambda t} = \frac{\lambda_l}{\lambda t^2} = \frac{\lambda_l^2}{\lambda v};$$

Если два потока геометрически, кинематически и динамически подобны, то для сходственных значений сил, плотностей, давлений, масс и др. введем коэффициенты подобия сил $\lambda_F = F_n/F_m$ плотности $\lambda_\rho = \rho_n/\rho_m$, давления $\lambda_p = p_n/p_m$, кинематического коэффициента вязкости $\lambda_\nu = \nu_n/\nu_m$ единичной массовой силы $\lambda_g = g_n/g_m$. Как и все движения, два подобных движения для модели и натуры подчиняются второму закону Ньютона:

$$F = ma$$

Выражая массу жидкости через плотность ρ и объем W , получим для натуры и модели:

$$F_n = \rho_n W_n a_n; F_m = \rho_m W_m a_m$$

откуда

$$\lambda_F = F_n/F_m = \lambda_a * \lambda_\rho * \lambda_l^3$$

учитывая, что $\lambda_a = \lambda_l^2/\lambda_l$, получим коэффициент подобия силы:

$$\lambda_F = \lambda_\rho \lambda_l^2 \lambda_l^2$$

Коэффициент подобия давлений, аналогично будет равен:

$$\lambda_p = \frac{P_n}{S_n} = \frac{P_m}{S_m} = \lambda_\rho \lambda_l^2$$

На практике обычно выделяют одну из сил в качестве главной для изучаемого явления и так ставят эксперимент, чтобы исключить влияние остальных сил, или чтобы оно было пренебрежимо мало.

При проведении исследований методами ЭАГД, проводимых в аэрогидротрубах, нарушается подобие граничных условий т.к. модель находится в ограниченном стенками трубы пространстве, или в ограниченной струе, в то время как реальный самолет движется в практически неограниченной или частично ограниченной среде. В связи с этим приходится вводить соответствующие поправки на влияние границ потока.

Используя характеристические уравнения, связывающие между собой масштабы различных физических величин для механически подобных явлений и, в частности, выражения для масштаба сил и давлений, получим следующие числа подобия при условии, что в потоках действуют только силы давления:

Число Эйлера

$$Eu = \frac{\Delta p_M}{\rho_M V_M^2} = \frac{\Delta p_H}{\rho_H V_H^2} = idem$$

Число Ньютона

$$Nl = \frac{F_H}{\rho_H V_H^2 l_H^2} = \frac{F_M}{\rho_M V_M^2 l_M^2} = idem$$

Эти безразмерные параметры зависят от формы тела, его положения, начальных и граничных условий.

Если в потоке жидкости или газа наряду с силами давления действуют силы трения, то очевидно, что в механически подобных системах силы трения пропорциональны силам давления, или, что то же самое, касательные напряжения пропорциональны давлению. Из этого условия, как известно, и находится критерий частичного подобия, обеспечивающий при геометрическом и кинематическом подобии пропорциональность сил вязкости и сил давления:

$$Re = \frac{Vl}{\nu}$$

Если влиянием других сил в потоке, кроме сил давлений и сил внутреннего трения, можно пренебречь, то для обеспечения механического подобия двух течений необходимо и достаточно обеспечить геометрическое подобие, подобие начальных и граничных условий и равенство чисел Рейнольдса. Иными словами, при соблюдении указанных условий и равенстве чисел Re два течения вязкой жидкости будут механически подобны и, следовательно, у них будут одинаковыми числа Eu и Ne . Если равенство чисел Re не обеспечивается, то у геометрически и кинематически подобных течений числа Eu и Ne не будут одинаковыми. При исследовании течения несжимаемой вязкой жидкости числа Eu и Ne нужно считать функциями числа Re .

Тогда:
$$Eu = \frac{\Delta p}{\rho V^2} = f_1(Re); Ne = \frac{F}{\rho V^2 l^2} = f_2(Re)$$

Откуда получаем основные формулы ЭАГД:

$$\Delta p = f_1(Re) \rho V^2; \quad F = f_2(Re) \rho V^2 l^2$$

При исследовании движения несжимаемой жидкости или газа на малых скоростях основным критерием подобия для установившихся движений является только число Re (если пренебречь влиянием силы тяжести). Следует отметить, что даже: соблюдение только равенства чисел Re методами ЭАГД очень затруднительно.

Для примера приведем число Re для самолета ТУ-154, который имеет максимальную крейсерскую скорость полета 1000 км/час на высоте полета 11000 м. Кинематический коэффициент вязкости на данной высоте равен $0,375 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2/\text{с}$.

Таким образом
$$Re_{\text{вон}} = 3,2 \cdot 10^7,$$

Следовательно, для приближения условий эксперимента, выполняемого методами ЭАГД, к натурным условиям полета при моделировании по числу Re возникает сложная техническая задача, которую, как правило, решают следующими способами:

1. увеличением скорости потока в аэрогидротрубах;
2. увеличением линейных размеров модели;
3. уменьшением кинематического коэффициента вязкости среды ν .

Кинематический коэффициент вязкости воды при условиях НСА примерно в 16 раз меньше кинематического коэффициента воздуха. Равенство чисел Re_{bo} на моделях в аэротрубе Т-1 и гидротрубе ГТ-1 обеспечивается за счет этого условия, при этом пересчет аэрогидродинамических характеристик модели на натуру, а также сравнение этих характеристик с данными, полученными в других аэрогидротрубах, осуществляется по эффективному числу Рейнольдса.

Эффективное число Рейнольдса находится по выражению [3]:

$$Re_{эф} = \frac{V_{ba} T_F}{\nu}$$

где: T_F фактор турбулентности, равный

$$T_F = \frac{Re_{кр} \text{ шара в свободной атмосфере}}{Re_{кр} \text{ шара в аэротрубе}}$$

Значение $Re_{кр}$ шара в свободной атмосфере равно 385000. Значения фактора турбулентности для аэротруб, имеющих открытую рабочую часть, составляет примерно на оси трубы $T_F = 1,1$, а для аэротруб с закрытой рабочей частью и переменной плотности, примерно $T_F = 2,6$. Величина аэрогидродинамической силы, с которой поток воздействует на обтекаемое тело (и тело при этом создает объем влияния, действующий на поток), и ее направление определяются по распределению давления p и касательного напряжения τ по поверхности обтекаемого тела, которые, в свою очередь, зависят от характера обтекания, т.е. скорости V , плотности ρ в различных точках потока. Последние, в свою очередь, будут зависеть от размеров и формы тела, от его положения относительно потока, а также от числа Re в случае установившегося несжимаемого потока. Однако, при турбулентном течении (на этом режиме проходят, как правило, испытания в аэротрубе Т-1 и гидротрубе ГТ-1) начальные и граничные условия уже не определяют однозначно поля скоростей, давлений и плотностей. Только при введении в уравнения движения дополнительных касательных напряжений эти уравнения совместно с начальными и граничными условиями однозначно определяют поля осредненных величин скоростей, давлений и плотностей. Строгой теории турбулентного течения [7], позволяющей вычислить точные значения дополнительных касательных напряжений, пока не существует. Опыт методов ЭАГД показывает, что в случае изотропной турбулентности эти напряжения зависят от:

ε -степени турбулентности потока, определяемой как отношение осредненной квадратичной пульсации к величине осредненной скорости

$$\varepsilon = \frac{\sqrt{\overline{V_1^2}}}{\overline{V}}$$

Таким образом, к числу критериев механического подобия необходимо добавить критерий ε , который определяет условие подобия сил турбулентного трения и сил инерции. Дополнительным критерием подобия в связи с невозможностью осуществления геометрического подобия модели и натуры из-за наличия шероховатости на поверхностях является \overline{K} степень шероховатости (отношение средней высоты выступов шероховатости к характерному размеру тела $\overline{K} = K/l$).

Для тела заданной формы при заданном положении относительно направления установившегося движения число N_e равно:

$$N_e = \frac{Ra}{\rho V^2 l^2} = f_1(Re, \varepsilon, \overline{K})$$

Моментное число Ньютона, определяющее главный момент M системы сил относительно некоторой точки, равно:

$$N_e = \frac{M}{\rho V^2 l^3} = f_2(Re, \varepsilon, \overline{K})$$

Заменяя в этих формулах квадрат линейного размера на пропорциональную ему характерную площадь S и произведение ρV^2 ; на скоростной напор $q = \frac{\rho V^2}{2}$, получим основные формулы ЭАГД:

$$C_{R_A} = \frac{R_A}{Sq} = C_{R_A}(Re, \varepsilon, \overline{K})$$

$$C_m = \frac{M}{Sql} = C_m(Re, \varepsilon, \overline{K})$$

следовательно,

$$C_{y_a} = C_{y_a}(Re, \varepsilon, \overline{K}); \quad C_{x_a} = C_{x_a}(Re, \varepsilon, \overline{K}); \\ m_z = m_z(Re, \varepsilon, \overline{K})$$

Итак, в решении вопроса идентификации пространственных спектров обтекания и аэрогидродинамических характеристик модели л.а. или его изолированных частей (КМУ или ТВ) необходимым условием является моделирование по числу Re . При этом важное значение отводится технике

эксперимента для нахождения и учета критерия подобия по степени турбулентности потока ε . Кроме того, большое значение в идентификации аэрогидродинамических характеристик модели, определяемых качественно и количественно в аэрогидротрубках, имеет метод поверхностной визуализации – метод «жидкой пленки».

1.2. Метод «жидкой пленки» составная часть комплексной методики эксперимента в аэрогидротрубках

Известно, что аэрогидродинамические характеристики модели определяются объемом влияния модели на поток /5, 13/. Объем влияния представляет собой область взаимодействия потока и модели. Это взаимодействие определяется результирующей силой \bar{R} и моментом \bar{M} , которые в уравнениях движения характеризуются основными коэффициентами C_{y_a} , C_{x_a} , m_z . При изменении угла атаки α оба эти коэффициента изменяются в результате взаимодействия и перестроения структурных единиц объема влияния. Количественное изменение коэффициентов C_{y_a} , C_{x_a} , $m_z=f(\alpha)$ можно измерить на аэродинамических весах в аэротрубе, в то время как выяснение причины этого изменения возможно лишь путем определения объема влияния модели на поток в гидротрубе. Объем влияния модели становится видимым в гидротрубе за счет формирования вдоль осей вихрей пузырьковой и пленочной кавитации, на этом основан пространственный метод визуализации – «метод воздушно-кавитационных пузырей» /1, 21/. Этот метод является бесконтактным и позволяет детализировать структуру объема влияния, выделяя области пониженного и повышенного давлений, а также объемы, занятые вихрями.

В настоящее время широкое применение в экспериментальной аэродинамике получил метод «жидкой пленки» как средство визуализации течения на поверхности модели в потоке аэротрубы.

Суть его заключается в нанесении на модель покрытия, на котором процесс обтекания оставил бы свой отпечаток в виде направлений линий тока, границ отрыва и присоединения.

Как правило, в зависимости от поставленных задач используются различные принципы /15/: сдвиг покрытия в направлении действующих касательных напряжений, дифференциальное растворение поверхностного покрытия ламинарным и турбулентным потоком, эффекты, связанные с таянием покрытия и др. С помощью этого метода можно получить плоский спектр обтекания модели, образованный невидимыми в потоке воздуха структурными единицами объема влияния. Этот спектр представляет собой «предельные» линии тока, проработанные на поверхности модели объемом влияния. Под «предельными» линиями тока понимаются линии тока в прилегающем к поверхности модели слое среды.

Покрытие жидкая пленка деформируется по направлению поверхностных линий тока, образуя штрихи, причем большие длины штрихов соответствуют большим напряжениям трения /16, 20/.

Главной задачей и трудностью при использовании этого способа визуализации является установление всех факторов и обстоятельств, влияющих на отпечаток «пределных линий» тока. Эта общая задача в свою очередь слагается из множества частных задач по выбору наносимой среды, ее окраски, подготовке поверхности, методом нанесения и снятия покрытия, созданию методики обработки результатов испытаний. В качестве покрытия в настоящее время с успехом используются ньютоновские не сохнувшие жидкости – растительные, или технические масла с большой вязкостью /19, 25/, окрашенные на молекулярной основе.

Пределная линия тока характеризуется своей длиной и формой. Форму штриха определяют направления вихревых линий тока, оставленных на поверхности покрытия, а длина штриха связана с местным напряжением трения / 16 /. Длина штриха l является функцией толщины покрытия h , напряжения трения τ , коэффициента вязкости μ , времени t , и величин поверхностных напряжений на границах соприкасающихся сред $\sigma_{1,2}$ $\sigma_{1,3}$ $\sigma_{2,3}$).

$$l = f(h, \tau, \mu, t, \sigma_{1,2}, \sigma_{1,3}, \sigma_{2,3})$$

Это выражение справедливо в том случае, если: процесс вытягивания штриха не связан с динамическими давлениями внешнего потока, а это, в свою очередь, следует из расположения штриха вдоль местной вихревой линии тока, малости его длины по сравнению с размерами модели и т.п. Переходя к безразмерным величинам, имеем:

$$\frac{l}{h} = f\left(\frac{\tau t}{\mu}, \frac{\tau h}{\sigma_{1,2}}, \frac{\sigma_{1,3}}{\sigma_{1,2}}, \frac{\sigma_{2,3}}{\sigma_{1,2}}\right)$$

Оперируя со средами, имеющими одинаковые $\sigma_{1,2}$ $\sigma_{1,3}$ $\sigma_{2,3}$, имеем:

$$\frac{l}{h} = f\left(\frac{\tau t}{\mu}, \frac{\tau h}{\sigma}\right)$$

Результаты экспериментов /16/ показали практическое отсутствие влияния параметра $\tau h/\sigma$ на l/h , поэтому можно записать:

$$\frac{l}{h} = f\left(\frac{\tau t}{\mu}\right)$$

Этот результат очень важен для методики и техники эксперимента с покрытием модели жидкой пленкой. Длина штриха или путь "пределной" линии тока прямо пропорционален толщине покрытия h , времени проработки t , напряжению трения τ и обратно пропорционален коэффициенту вязкости μ . Комплексная методика эксперимента обеспечивает большую информативность в исследовании аэрогидродинамических ха-

рактических модели. В этом особое функциональное значение имеет «метод жидкой пленки»; т.к. позволяет обеспечить идентификацию поверхностных спектров обтекания моделей потоками жидкости и газа.

Идентификация "предельных линий" тока на поверхностном спектре обтекания в потоке воздуха (аэротруба Т-1) и воды (гидротруба ГТ-1). т. е. проявление одного и того же гидродинамического процесса в различных средах зависит от типа визуализирующего покрытия. Получение отпечатка на поверхности модели в виде направлений линий тока основано на принципе размывания слоя покрытия в области прорабатывания вихревых жгутов. На рис. 5, 6 показаны поверхностные спектры обтекания, полученные в аэротрубе Т-1. Визуализатор или покрытие представляет собой смесь, состоящую из основного связующего технического масла МС-20 (или АС-8), наполнителя мелкодисперсного порошка TiO_2 и антикоагулянта олеиновой кислоты. При изготовлении смесь тщательно перемешивается миксером до получения однородной массы.

В получении поверхностных спектров обтекания моделей л.а. и его частей большая роль отводится технике эксперимента с покрытием. Основы техники эксперимента, своего рода технологии получения поверхностных спектров обтекания, делятся на подготовительный, основной и завершающий этапы.



Рис. 5. Спектр поверхностного обтекания модели л.а. с подвешенным телом вращения



Рис. 6. Спектр поверхностного обтекания изолированного тела вращения плавного обвода

I. Подготовительный этап.

а) Обработка поверхности модели перед нанесением покрытия: сухая протирка, промывка спиртом, смазывание легким слоем вазелина или масла.

б) Нанесение покрытия равномерным слоем с помощью мягкой кисти.

в) Строгая выстановка модели относительно горизонтальной оси трубы X .

II. Основной этап.

а) Изменение реологических характеристик в зависимости от расчетных значений скорости $V_{ср}$ (Reb_0), времени t испытания и толщины покрытия.

б) Изменение скорости $V_{ср}$ и времени t для корректировки идентификации спектров обтекания, т.к. в процессе испытания можно наблюдать за растеканием покрытия и прекратить, если надо, испытания или перевести испытания на другие скоростные режимы.

в) Для получения идентификации поверхностных спектров необходимо помнить, что: в случае равенства толщины покрытия $h_{1,2} = idem$ (Т-1, ГТ-1), время продувки модели в аэротрубе Т-1 больше; в случае равенства времени продувок $t_{1,2} = idem$ моделей (Т-1, ГТ-1), толщина покрытия модели в гидротрубе ГТ-1 больше.

Ш. Завершающий этап.

а) Обеспечение подсыхания поверхностных спектров (для ГТ-1 осторожное стекание воды со спектра, просушка феном).

б) При повторении опытов протирать поверхность модели для удаления следов предыдущих отпечатков. Для устранения электризации поверхности модели необходима промывка и протирка ее маслом.

в) Обеспечение опускания модели (ГТ-1) на штатную глубину при фиксированном угле атаки.

г) Сопоставление пространственных спектров обтекания с поверхностным спектром позволило "расшифровать" следы каждого, элемента объема влияния и определить его линейные размеры на поверхности модели.

II. Метод расчета коэффициента C_{ua} тонкого крыла малого удлинения с острой кромкой.

Из теоретического курса аэродинамики известно, что вихревая система крыла малого удлинения (КМУ) и тела вращения состоит из совокупности присоединенного безотрывного и вихревого течений /П/, /12/. Пространственная структура течения потока около крыла определяется объемом влияния данного крыла на поток. Этот объем влияния и является результатом силового взаимодействия крыла и потока /1, 2/. Для получения надежных методов расчета результирующих аэродинамических сил и моментов, действующих на КМУ или тело вращения, необходимо установить вихревую систему, эквивалентную рассматриваемому крылу и выяснить изменения этой системы при изменении скорости набегающего потока, углов атаки и скольжения. Это означает, что должно быть четкое представление о физических особенностях структурных единиц объема влияния крыла и выбор его эффективной схемы, удобной для расчета /18, 19/.

На рис. 7 представлена модель вихревой системы треугольного КМУ, взятой из работы /25/. Эта модель упрощенного объема влияния крыла на поток при меняющемся угле атаки α . Вихревая система здесь представляется областью безотрывного обтекания, зоной основного и вторичного вихрей.

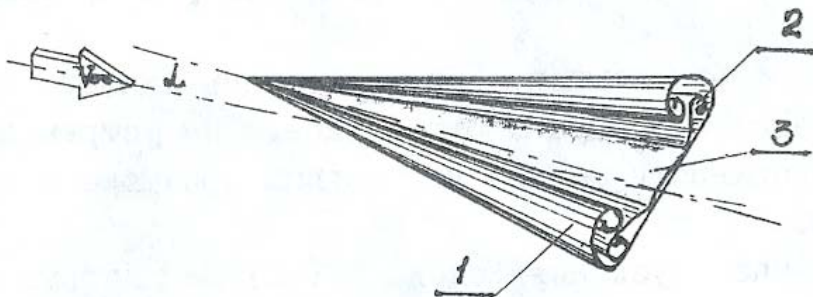


Рис. 7. Модель вихревой системы треугольного КМУ
1. Основной вихрь. 2. Вторичный вихрь. 3. Безотрывное обтекание.

В работе /1, 20/ было указано, что при $\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha$ (где $\Delta\alpha_{\max} = 0,5^\circ$) над поверхностью КМУ образуется пара основных вихревых жгутов. Каждый из пары основных вихрей образуется в результате свертывания конической вихревой пелены отрывного характера, сходящей с передней кромки крыла в результате перетекания частиц среды потока с нижней поверхности на верхнюю. При $\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha + \delta\alpha$ (где $\Delta\alpha_{\max} = \delta\alpha_{\max}$), образуется пара вторичных вихрей /20/. Структура вторичного вихря повторяет структуру основного. Течение в основном вихре и около него является причиной образования вторичного вихря. Механизм образования вторичного вихря показан на рис 8.

В области ядра основного вихря разрежение выше, чем на его оболочке в районе острой кромки крыла в момент отрыва потока. Вблизи самой кромки образуется застойная зона с повышенным давлением по отношению к давлению оболочки. Разрежение в ядре основного вихря и образовавшаяся застойная зона вызывает движение масс по направлению к ядру основного вихря с учетом поля скоростей. Из застойной области, в сторону максимального градиента разрежения, и из области, лежащей

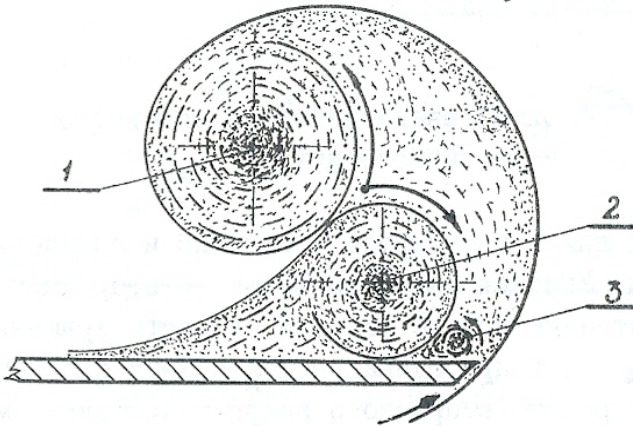


Рис. 8. Модель вихревого движения в основном и вторичном вихре
 1. Основной вихрь. 2. Вторичный вихрь. 3. Застойная зона.

под оболочкой основного вихря, частицы устремляются в сторону ядра основного вихря. Устремившиеся частицы, встречая на своем пути оболочку основного вихря, т.е. преграду, разделяются на два потока, один движется в сторону ядра основного вихря, другой в сторону застойной области, где увлекается в движение в сторону основного вихря, тем самым, собственно, сворачиваясь в вихрь. Направления вращения основного вихря и вторичного противоположны. Интенсивность вихря с увеличением угла атаки растет. Это обусловлено как увеличением площади поперечного сечения вихревого жгута, так и ростом угловой скорости вращения, см. схему на рис. 9.

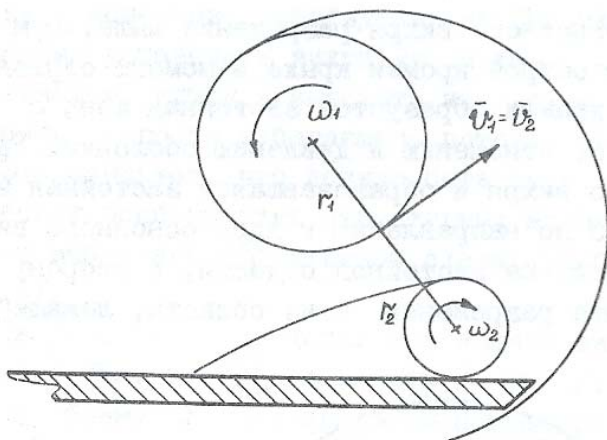


Рис. 9. Схема взаимодействия основного и вторичного вихрей

Основной вихрь индуцирует вторичный и определяет все его параметры. Угловая скорость вращения вторичного вихря ω_2 значительно больше угловой скорости вращения основного вихря ω_1 , а при одинаковых линейных скоростях это означает, что радиус вторичного вихря значительно меньше радиуса основного вихря, т.е. $r_2 < r_1$. Поэтому методами визуализации выявить вторичный вихрь очень сложно. Методом жидкой пленки можно получить только след вторичного вихревого жгута в виде предельных вихревых линий тока на поверхности модели.

Нелинейный характер изменения коэффициента подъемной силы C_{ya} по углу атаки α для летных углов атаки определяется взаимодействием основных и вторичных вихрей, которые сначала вместе с присоединенным безотрывным течением (при $\alpha \leq 10^\circ$) составляют объем влияния крыла на поток. Затем, при $\alpha \approx 15 \div 20^\circ$ в объем влияния попадает обратное течение /19, 20/, причиной которого является положительный градиент давления, действующий в плоскости симметрии КМУ вперед, против потока. Вихревое течение вызывает присоединение потока к поверхности крыла и условие Чаплыгина-Жуковского о сходе струй с задней кромки крыла выполняется, то предполагается /24/, что суммарный коэффициент подъемной силы C_{ya} состоит из коэффициента потенциального безотрывного течения C_{yp} и коэффициента вихревой подъемной силы C_{yv} , см. рис. 10.

$$C_{ya} = C_{yv} + C_{yp} \quad (1)$$

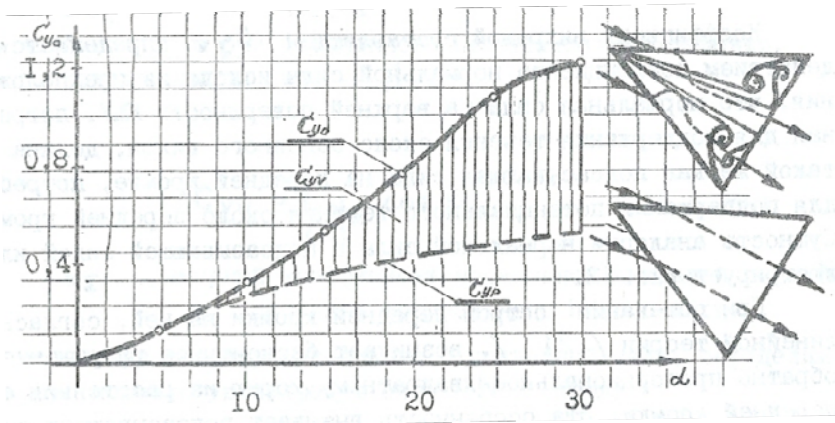


Рис. 10. Зависимость $C_{y_a}=f(\alpha)$ для треугольного КМУ

Величина C_{y_a} определяется по формуле /24/:

$$C_{y_a} = K_p \sin \alpha \cos^2 \alpha \quad (2)$$

где: $K_p = \frac{\partial C_N}{\partial \alpha}$ — градиент коэффициента нормальной силы в зависимости от угла атаки, полученный по теории несущей поверхности /17, 24/, см. рис. 11.

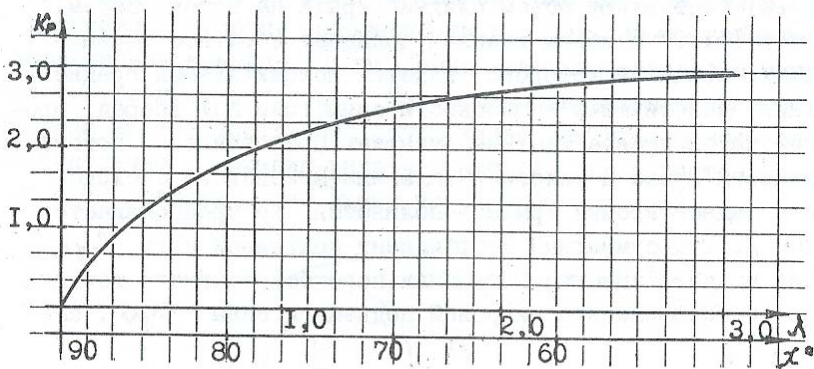


Рис. 11. Зависимость K_p от удлинения λ и угла стреловидности f

Коэффициент вихревой составляющей C_{y_v} определяется действием коэффициента нормальной силы исходя из предположения, что нормальная сила на верхней поверхности КМУ, необходимая для поддержания течения около основного вихря, должна быть такой же, как подсосывающая сила на передней кромке, необходимая для поддержания потенциального течения около передней кромки. Сущность аналогии нормальной силы с подсосывающей силой иллюстрирует рис. 12.

При обтекании острой передней кромки на ней, согласно линейной теории /24/, возникает бесконечное разрежение, обратно пропорциональное квадратному корню из расстояния от передней кромки. Эта особенность вызывает подсосывающую силу S , лежащую в плоскости крыла, как показано в левой части на рис. 12.

В действительности возникает поток, аналогичный изображенному в правой части рис. 12. Аналогия с подсосывающей силой предполагает, что нормальная вихревая сила N , заставляющая поток присоединиться, равна подсосывающей силе, потерянной при срыве потока.

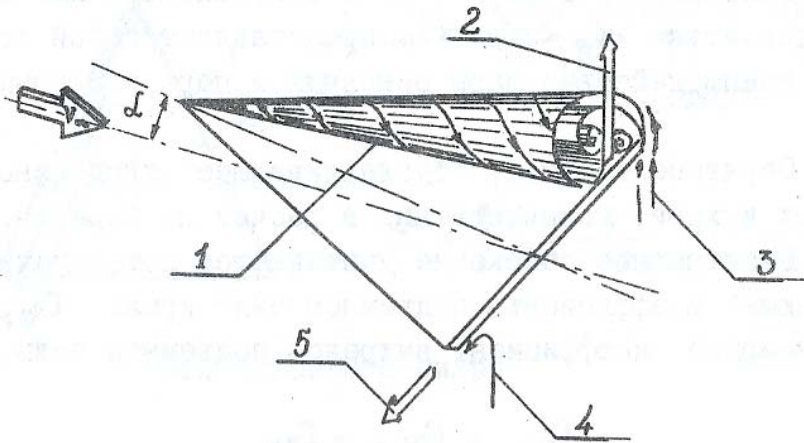


Рис. 12. Модель вихревой системы и аналогия с подсосывающей силой на передней кромке

1. Линия присоединения основного вихря;
2. Нормальная вихревая сила – N ;
3. Вихревые линии потока;
4. Линии тока присоединенного потенциального течения;
5. Подсосывающая сила – S .

$$C_{y_v} = C_{N_{\Sigma}} \cos \alpha \quad (3)$$

где: $C_{N_{\Sigma}}$ – суммарный коэффициент нормальной вихревой силы N в n сечениях трехугольного КМУ по хорде.

Используя теорему Жуковского о подъемной силе, определим суммарную нормальную вихревую силу N крыла:

$$N=2 \rho V_N \Gamma l \quad (4)$$

где:

$$V_N=V_\infty \sin \alpha \quad (5)$$

Необходимо сделать ряд допущений для составления методики расчета коэффициента C_{Yv} модели треугольного КМУ в диапазоне углов атаки $\alpha_0 \leq \alpha \leq \alpha_{кр}$

1. Вихревая система плоского треугольного КМУ в диапазоне углов атаки $\alpha_0 \leq \alpha \leq \alpha_{кр}$ представляет собой совокупность и взаимодействие пары основных и пары вторичных вихрей.

2. Обратное течение, обуславливающее отход основных и вторичных вихрей, количественно в расчет не берется.

3. Безотрывное обтекание учитывается потенциальной составляющей коэффициента подъемной силы крыла C_{Yp} .

Суммарный коэффициент вихревой подъемной силы равен:

$$C_{Yv} = C_{Yv1}C_{Yv2} \quad (6)$$

где C_{Yv1} коэффициент составляющей вихревой подъемной силы от пары основных вихрей – основная часть суммарного коэффициента C_{Yv} .
 C_{Yv2} , коэффициент составляющей вихревой подъемной силы от пары вторичных вихрей – отрицательная добавка к суммарному коэффициенту C_{Yv} .

ЧАСТЬ 2

Наблюдение спектров обтекания, получаемых различными методами визуализации /1, 18, 20/ в гидротрубе ГТ-1 показали, что основной вихревой жгут имеет винтовое коническое течение вдоль хорды крыла. Для расчета признано возможным заменить этот реальный конический вихрь цилиндрическим, с диаметром, соответствующим диаметру конического вихря на 2/3 корневой хорды КМУ. При такой замене интенсивности цилиндрического вихря и реального (основного) конического равны. Замена дала возможность использовать для определения циркуляции вихря формулу:

$$\Gamma=4 \pi r_l V_N \quad (7)$$

Таким образом, подставляя полученные формулы (5, 7) в формулу (4) будем иметь общую формулу для определения нормальной вихревой силы:

$$N=8 \pi \rho V_\infty^2 \sin^2 \alpha r_l l \quad (8)$$

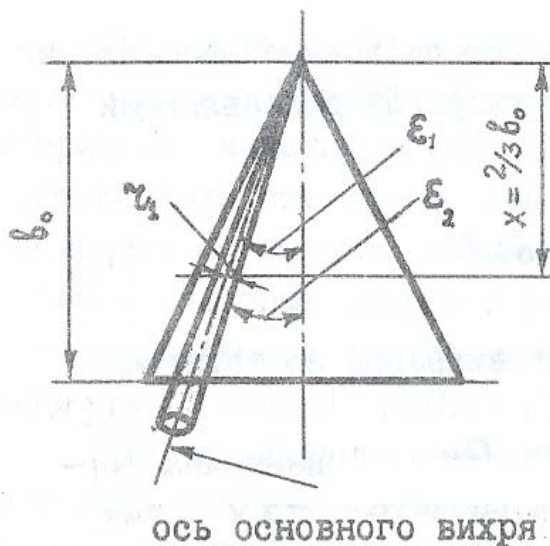


Рис. 13. Схема определения радиуса основного вихря

r_1 радиус основного вихря (см. рис. 13), определяется по формуле:

$$r_1 = \frac{2}{3} b_0 \left(\frac{1}{\cos \varepsilon_1} - \frac{1}{\cos \varepsilon_2} \right) \quad (9)$$

Неизвестной в этой формуле является величина r_1 . Эту величину можно получить со спектров обтекания модели треугольного КМУ, полученных методом «жидкой пленки», измеряя углы ε_1 и ε_2 (см.рис. 13).

Необходимость получения максимальной информативности спектров обтекания накладывает ряд требований для их получения:

1. Необходима тщательная проработка спектра обтекания на поверхности модели КМУ. Для этого при малых углах атаки консистенция наносимой на поверхность модели смеси должна быть менее вязкой, а при больших углах атаки, наоборот, более вязкой. Вязкость жидкой пленки можно повысить за счет увеличения количества наполнителя до 40% состава смеси. Большое значение следует придавать вопросу моделирования потоков, а именно числам Re , ε (см. раздел I 1.2).

2. Необходимо добиться достаточной для осуществления замеров четкости отпечатков предельных линий тока при всех значениях углов атаки в диапазоне $\alpha_0 \leq \alpha \leq \alpha_{кр}$, путем подбора времени проработки штрихов – t , толщины покрытия h , скорости потока $V_{ср}$, температуре жидкости $t^\circ C$ (см. раздел 1.2).

3. При обработке спектра обтекания модели КМУ, а также его фотографировании, необходимо соблюдать строгую перпендикулярность измерительного инструмента или оси фотообъектива к верхней плоскости модели КМУ с полученным на ней спектром обтекания.

Таким образом, обобщая все вышеперечисленные рассуждения для расчета суммарного коэффициента вихревой составляющей подъемной силы треугольного КМУ, имеем:

$$C_{yv} = K_v \sin^2 \alpha \cos \alpha \quad (10)$$

где $K_v = \frac{16\pi r_{\Sigma} l}{S}$ коэффициент вихревой составляющей (11)

Полученная формула для расчета C_{yv} идентична формуле вихревой составляющей, полученной по методу аналогии с подсосывающей силой Полхэмуса /24/.

Для расчета C_{yv} , формулу (6) следует записать в виде:

$$C_{yv} = (K_{v1} K_{v2}) \sin^2 \alpha \cos \alpha \quad (12)$$

где

$$K_{v1} = \frac{16\pi r_{1l}}{S} \quad (13)$$

коэффициент вихревой составляющей C_{yv1} .

$$K_{v2} = \frac{16\pi r_{2l}}{S} \quad (14)$$

коэффициент вихревой составляющей C_{yv2} .

$r_{\Sigma} = r_1 - r_2$ – суммарный расчетный радиус вихревой структуры с учетом взаимного влияния основных и вторичных вихрей (15)

r_1 – радиус основного вихря на расстоянии $x=2/3 b_0$ от носка модели КМУ, определяется по формуле (9)

r_2 – радиус вторичного вихря, определяется аналогично радиусу основного вихря, см. формулу (9)

Вихревая структура обтекания треугольного тонкого КМУ в диапазоне углов атаки $\alpha_0 \leq \alpha \leq 10^\circ$ связана с поверхностью крыла, т.е. вихри не отходят от поверхности крыла, вдоль корневой хорды, и сходят с задней кромки. Для расчета r_{Σ} можно принять формулу (15).

При $\alpha=15^\circ-20^\circ$ и выше по углу атаки, обнаружен отход пары основных вихрей от поверхности модели КМУ. Однако пара вторичных вихревых жгутов сохраняет свою связанную с поверхностью крыла структуру. Это обстоятельство подтверждается спектрами обтекания, полученными методом «жидкой пленки», а отход основных вихрей и появление обратного течения устойчиво наблюдается при заданном режиме методом "воздушно-кавитационных пузырей" /20, 21/.

Для определения относительной координаты линии отхода основных вихрей от поверхности треугольного КМУ $\bar{x}_{от}$ с различными углами стреловидности передней кромки $-f_{н.к.}$, следует пользоваться экспериментальным графиком $\bar{x}_{от} = f(\alpha)$ (рис. 14) или собственными опытными значениями $\bar{x}_{от} = f(\alpha)$ для конкретного угла атаки, под которым установлено треугольное КМУ с заданным углом стреловидности.

Для получения собственных опытных данных следует воспользоваться указаниями работы /19/.

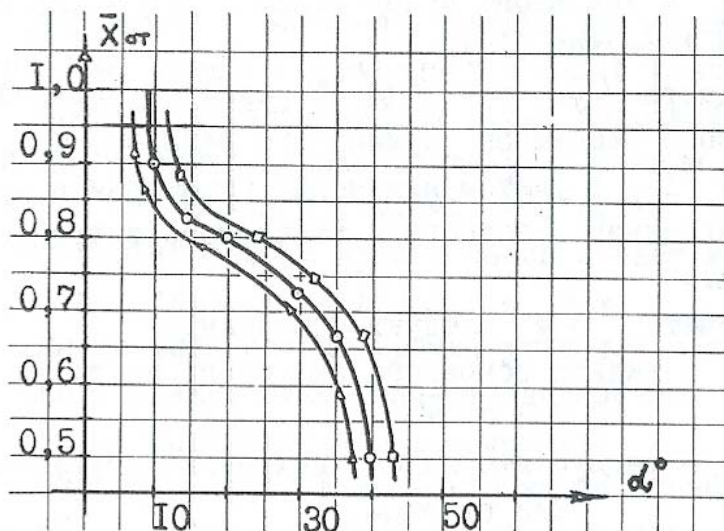


Рис. 14. Экспериментальная зависимость координаты линии отхода основного вихря $\bar{x}_{от}$ от угла атаки α для треугольного КМУ с углом $f_{н.к.} = 65^\circ$

-0-0КМУ $f_{н.к.} = 65^\circ$

$\Delta\Delta$ КМУ $f_{н.к.} < 65^\circ$

$\square\square$ КМУ $f_{н.к.} > 65^\circ$

Данная экспериментальная зависимость, приведенная на рис. 14 построена по опытным данным для треугольного КМУ с углом $f_{н.к.} = 65^\circ$, т.к. по данным работ /17/, /18/ такой угол стреловидности $f_{н.к.}$ обеспечивает тонкому КМУ наивыгоднейшие несущие свойства среди всего семейства

треугольных КМУ и соответственно максимальное значение коэффициента $C_{y_{max}}$. Рядом с основной зависимостью $\bar{x}_{om} = f(\alpha)$ для $\chi_{лк} = 65^\circ$, даны такие же опытные зависимости для треугольных КМУ, имеющих углы стреловидности большие и меньшие $f_{п.к.} = 65^\circ$. Форма передней кромки оказывает некоторое влияние на характер зависимости $\bar{x}_{om} = f(\alpha)$. В основном это касается диапазона углов атаки $\alpha_0 < \alpha < 15^\circ$ для симметричной острой кромки. Однако качественный характер прохождения зависимости \bar{x}_{om} от α сохраняется прежним для любой формы кромки, но будет иметь тенденцию к перемещению на 2° - 3° в сторону увеличения углов атаки с ростом притупления кромки. Для расчета суммарного расчетного радиуса r_Σ в диапазоне углов атаки $\alpha_0 < \alpha < 15^\circ$ следует пользоваться формулой (15).

Для расчета $C_{y\bar{v}}$ при $\alpha \geq 15^\circ$ следует определить значение нового расчетного суммарного радиуса, т.е. изменить формулу (15) с учетом изменения геометрии и пространственного положения основного и вторичного вихрей относительно крыла.

Для расчета r_Σ следует определить:

- 1) r_1 радиус основного вихревого жгута на $2/3$ от \bar{x}_{om} ;
- 2) r_2 радиус вторичного вихревого жгута на $2/3$ от \bar{x}_{om}
- 3) r'_2 радиус вторичного, связанного с поверхностью крыла, вихревого жгута, при отходе основных вихревых жгутов с линии отхода на поверхности крыла, в той части, где вторичный вихревой жгут менее деформирован отсоединенным основным и обратным течением, т.е. на $2/3$ ($1 \bar{x}_{om}$).

Для расчета r_Σ суммарного расчетного радиуса взаимодействия основного и вторичного вихрей с учетом отхода основных вихрей и образованием обратного течения, в диапазоне углов атаки $15 \leq \alpha \leq \alpha_{кр}$ следует принять формулу

$$r_\Sigma = r_1(r_2 + r'_2) \quad (16)$$

Данный метод расчета коэффициента C_{ya} тонкого треугольного КМУ позволяет получить улучшенную сходимость расчетных данных с данными эксперимента в диапазоне углов атаки в сравнении с другими известными методами [17, 24]. Этот метод можно эффективно использовать в диапазоне средних и больших углов атаки при наличии хорошо проработанных поверхностных спектров обтекания.

Эксперименты, проведенные в аэротрубе Т-1 на тех же тонких моделях КМУ, что и в гидротрубе ГТ-1 согласно комплексной методике эксперимента, дали возможность проанализировать влияние формы передней кромки треугольного КМУ на его несущие характеристики. Этот анализ позволил уточнить расчетные значения коэффициента C_{ya} тонкого

треугольного КМУ с различными формами передней кромки. Анализ влияния формы передней кромки тонкого КМУ на его несущую характеристику по данным экспериментов в аэротрубе Т-1 показал, что:

а) симметричная острая кромка обеспечивает максимальный прирост $C_{y\alpha}$ по углам атаки вплоть до $\alpha_{кр}$;

б) несимметричная острая кромка ухудшает несущие свойства КМУ. Однако с уменьшением угла стреловидности передней кромки КМУ несущие свойства его возрастают;

в) симметричная притупленная кромка затягивает отрывные процессы на КМУ и обеспечивает максимальные значения $\alpha_{кр}$ и $C_{y_{max}}$ в сравнении с КМУ, имеющими другие формы передней кромки;

г) отрыв потока с кромок и формирование вихревой системы у КМУ с острой симметричной передней кромкой проявляется раньше, чем у КМУ, имеющих другие формы передних кромок;

д) при отрицательных углах атаки нелинейность характеристики $C_{y\alpha}=f(\alpha)$ (для любой симметричной формы кромок) зависит от угла стреловидности χ КМУ и его площади в плане S . Протяженность нелинейности соответственно: у КМУ с $f=60^\circ \rightarrow 0$, у КМУ с $f=65^\circ \rightarrow 3^\circ$; у КМУ с $f=71^\circ \rightarrow 5^\circ$.

Цель работы

Целью настоящей работы является изучение в гидродинамической трубе ГТ-1 пространственных структур обтекания моделей, т.е. объемов влияния модели на поток. Для изучения объема влияния используются два метода визуализации течений – метод воздушно-кавитационных пузырей и метод жидкой пленки. Совместное использование этих методов на тонких треугольных КМУ позволило получить необходимые экспериментальные данные для определения коэффициента подъемной силы $C_{y\alpha}$ таких крыльев с острой передней кромкой в диапазоне углов атаки $\alpha_0 \leq \alpha \leq \alpha_{кр}$. Составлены программы на ЭВМ для обработки данных замеров и расчета коэффициента $C_{y\alpha}$.

В работе определены методологические принципы идентификации аэрогидродинамических характеристик моделей в аэротрубе и гидротрубе на основе выполнения необходимых условий подобия и применения метода поверхностной визуализации. Все это позволяет с достаточной для практики надежностью обеспечивать идентификацию моделирования аэрогидродинамических характеристик на моделях летательного аппарата и его частей в воздухе и воде.

Содержание экспериментальной части работы

Определение коэффициента подъемной силы $C_{y\alpha}$, тонкого треугольного КМУ с острой кромкой в потоке гидротрубы.

Разделы I.1, I.2 и II настоящих методических указаний раскрывают теоретические вопросы, составляющие основу экспериментального исследования. Поэтому в разделе "Содержание работы" остановимся на вопросах экспериментальной практики и методах определения аэродинамических характеристик по данным эксперимента.

Модели в эксперименте

Согласно комплексной методике эксперимента были выбраны габариты трех типов моделей тонкого треугольного КМУ с углами стреловидности в плане $f_{л.к.}$, 60° , 65° , 71° . Передняя кромка моделей имеет симметричную и несимметричную форму. Симметричная форма подразделяется на острую с углом при вершине $\varphi = 30^\circ$ и закругленную с радиусом $r = c/2$. Несимметричная кромка имеет угол при вершине $\varphi_2 = 45^\circ$. Хорда всех моделей $b_0 = idem$ чтобы соблюсти в эксперименте $Re\ b_0 = idem$. Модели выполнены из СОЛ, что обеспечивает необходимый запас прочности в случае установления в рабочей части гидротрубы максимального расчетного скоростного напора.

Методика и техника эксперимента

Конечной целью методики эксперимента по визуализации течения методом «жидкой пленки» является получение необходимых геометрических параметров структурных областей течения с поверхностного спектра обтекания модели тонкого КМУ.

Чтобы получить достоверные значения геометрических размеров основного и вторичного вихрей, для определения вихревой составляющей $S_{ув}$ коэффициента S_{ua} , необходимо иметь достаточную четкость спектра "пределных" линий тока. Как известно, путь "пределной" линии тока прямо пропорционален толщине покрытия h , времени проработки t , напряжению трения τ и обратно пропорционален коэффициенту вязкости μ .

Поэтому требуемой четкости поверхностного спектра можно добиться, подбирая толщину покрытия h , время проработки спектра t , а также консистенцию состава наносимого покрытия (см. раздел I I.2).

Техника эксперимента с моделями в гидротрубе представляет собой приемы проведения исследований, позволяющих рационально провести испытания как с точки зрения обеспечения точности и надежности измерений, обеспечения техники безопасности так и с точки зрения экономии времени [3]. Техника эксперимента с моделями тонких КМУ по исследованию структуры объема влияния модели на поток основана на совокупности методов пространственной и поверхностной визуализации и предполагает фиксирование получаемых пространственных и поверхностных спектров обтекания модели.

Для получения четких спектров «пределных» линий тока на поверхности моделей тонких треугольных КМУ с различными углами стреловидности χ в плане и различными формами передних кромок может быть выбрана техника эксперимента, которая состоит из следующих мероприятий:

1. Установить на α , β -механизме гидротрубы модель тонкого треугольного КМУ^x, обеспечив строгую выставку модели относительно осей x , y , z (допустимая погрешность в установке углов: $\Delta\alpha \pm 30''$, скольжения $\Delta\beta \pm 30''$, крена $\Delta\gamma \pm 30''$).

^x Примечание

Форма модели тонкого треугольного КМУ в плане (угол стреловидности $\chi_{л.к.}$) и форма ее передней кромки (φ_1 , φ_2 , $r=c/2$) выбирается по усмотрению преподавателя.

2. Подготовить верхнюю поверхность модели (см. раздел 1, 2).
 3. Нанести покрытие равномерным слоем с помощью мягкой кисти.
 4. Установить модель на штатную глубину в рабочую часть гидротрубы и выставить требуемый угол атаки α .
 5. Установить в рабочей части гидротрубы штатную среднюю скорость потока $v_{ср}$, исходя из условия идентификации аэродинамических характеристик модели в аэротрубе и гидротрубе, т.е. при (см. раздел I 1.1).
 6. Убедившись в получении четких спектров "предельных" линий тока на поверхности модели, выключить гидротрубу, вынуть плиту с α -механизмом и моделью.
 7. Просушить полученный спектр поверхностного обтекания.
 8. Определить на полученном спектре поверхностного обтекания зоны действия структурных областей объема влияния модели КМУ на поток, выделив особо области основного и вторичного вихрей. Сравнить полученные в ГТ-1 спектры обтекания со спектрами, полученными в аэротрубе Т-1, а также со спектрами, полученными методом «предельных линий тока».
 9. Замерить с поверхностного спектра обтекания характерные углы ε_1 и ε_2 (см. рис. 13) основного вихря и $\varepsilon_3, \varepsilon_4$ – вторичного вихря, при этом необходимо соблюдать строгую перпендикулярность измерительного инструмента к поверхности модели КМУ. По данным замеров углов $\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3, \varepsilon_4$, согласно формуле (9) раздела II, вычислить линейные размеры r_1, r_2, r_2' .
- Данные замеров занести в журнал опытных данных и их обработки.

Обработка результатов

1. Для определения коэффициента C_{ya} тонкого треугольного КМУ по методу, изложенному в разделе II, для ЭВМ СМ-4 составлена программа расчета.

2. Для определения линии регрессии расчетной зависимости $C_{ya}=f(\alpha)$ и ее доверительного интервала также для ЭВМ СМ-4 составлена программа расчета. При составлении программы определения линии регрессии строится нормальная система уравнений n -порядка, где $n - 1$ степень аппроксимирующего многочлена. Критерий t и уровень значимости p выбираются по таблицам работы /4/.

Доверительный интервал линии регрессии определяется по формуле:

$$Y = \hat{Y} + t\delta \sqrt{\frac{(x_0'(A'A)^{-2}x_0)}{(1+\frac{\delta}{\sigma})}}$$

где: δ – дисперсия ошибки;
 t – выбираемый критерий;
 p – уровень значимости;
 $n-p-1$ – степень свободы;
 A – матрица нормальной системы уравнений
 $x_0 = (1, x, x^2-x^n)$
 n – степень многочлена.

Задание

1. Определить расчетную зависимость коэффициента $C_{y\alpha}$, тонкого треугольного КМУ заданной формы в плане и заданной формы передних кромок.

2. Определить линию регрессии характеристики $C_{y\alpha} = f(\alpha)$ и ее доверительный интервал.

3. Сравнить расчетную и экспериментальную (см. рис. 14) графические зависимости для тонкого треугольного КМУ выбранной формы и определить относительную величину

$$\frac{\delta C_{y\alpha}}{C_{y\alpha}}$$

Все задание выполнить по форме, указанной в журнале опытных данных и их обработки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белякова З.Н., Пухов А.Л., Рулин В.И., Юдин Г.В. Исследование пространственных течений в напорной гидротрубе с горизонтально расположенной рабочей частью. М., изд. МАТИ, 1984.

2. Белякова. З.Н., Неверов В.П., Пухов А.Л., Рулин В.И., Юдин Г.В. Исследование аэродинамических характеристик моделей л. а. и его частей в напорной гидротрубе. М., изд. МАТИ, 1985.

3. Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэромеханические измерения. М., "Наука", 1964.

4. Дрейпер Н., Смит Г. Прикладной регрессивный анализ. М., "Статистика", 1973.

5. Кюхеман Д. Аэродинамическое проектирование самолетов. М., "Машиностроение", 1983.

6. Мхитарян А.М. Аэродинамика. М., "Машиностроение", 1976.

7. Мхитарян А.М., Ушаков В.В., Баскакова А.Г., Трубенков В.Д. Аэрогидромеханика. М., "Машиностроение", 1984.

8. Седов Л.И. Методы подобия и размерности в механике, М., "Наука", 1965.

9. Техническая информация, № 21, 1981.

10. Техническая информация, № 23-24, 1979.

11. Фабрикант Н.Я. Аэродинамика. М., "Наука", 1964.

12. Федяевский К. К. Приближенная нелинейная теория крыла малого удлинения. М., вып. 721, труды ЦАГИ, 1958.

13. Федяевский К.К. Гидромеханика. Л., "Судостроение", 1968.

14. Чжен П. Отрывные течения. Т. 1,2, М., "Мир", 1973.

15. Эпштейн Л.А. Гидродинамические методы исследования задач аэродинамики. М., вып. 2035, труды ЦАГИ, 1980.

16. Эпштейн Д.А., Вольгрот И.Э., Лапин В.М. Визуализационный метод измерения касательных напряжений при обтекании тел жидкостью или газом; М., вып. 2256, труды ЦАГИ, 1985.

-
17. Эшли Х., Лэндал М. Аэродинамика крыльев и корпусов летательных аппаратов. М., "Машиностроение", 1969.
 18. Юдин Г.В. и др. Исследование аэродинамических характеристик крыла малого удлинения при малых скоростях. Отчет № У54202, М., МАТИ, 1981.
 19. Юдин Г.В., Алексеев А.И. Метод расчета коэффициента $C_{u\alpha}$ тонкого крыла малого удлинения (КМУ), депонированная рукопись ВИНТИ, ДО 5392, 1982.
 20. Юдин Г.В., Белякова З.Н., Рулин В.И., Алексеев А.И. Экспериментальное определение структуры течения в объеме влияния тонкого КМУ, депонированная рукопись ВИМИ, ДО 6794, 1985.
 21. Юдин Г.В., Белякова З.Н., Рулин В.И., Алексеев А.И. Метод визуализации потока воздушно-кавитационными пузырями, депонированная рукопись ВИМИ, ДО 6805, 1985.
 22. Küchemann D. An evolutionary strategy for aerodynamic design? In: Topics in Contemporary Mechanics, Springer, 1974.
 23. Prandtl L. Theoric des Flugzeugtragflügels im zusammendrückbaren Medium. LF 13, 313, 1936.
 24. Polhamus P. Prediction of vortex-lift characteristics based on a leading-edge suction analogy, AIAA Paper, № 69-1133.
 25. Razak K. Snyder M. A Review of the Planform Effects on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of Triangular and Modified Triangular Wings. NASA CR-421, 1966.
 26. Zierep J. Similarity Laws and Modelling. Marcel Dekker, 1971.

Послесловие

Материал «Послесловия» является продолжением работ «Экспериментального исследования аэрогидродинамических характеристик моделей л.а. и его частей в напорной гидротрубе ГТ-1 МАТИ» (2-я часть) [4]. Результаты разработки удостоены серебряной медали в 1987 году на отраслевой выставке ВДНХ СССР.

**КОНЦЕПТУАЛЬНЫЙ ПОДХОД К ФОРМАЛИЗАЦИИ
ИНТЕГРИРОВАННОГО ИНФОРМАЦИОННОГО
ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СИСТЕМ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ
И СИСТЕМ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ПО СТАДИЯМ
ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА И СОСТОЯНИЯМ
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА.
МЕТОДОЛОГИЯ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ
ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО И ФИЗИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТОВ
В ЗАДАЧАХ ИДЕНТИФИКАЦИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ
ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
Юдин Г.В., Рулин В.И. (МАТИ-РГТУ им. К.Э. Циолковского). М. 2015 г.**

Работа посвящена комплексированию математических и физических подходов в интегрированную систему обработки данных и принятия решений, ориентированную на решение проблемы согласования, информационного взаимодействия систем проектирования, испытаний и эксплуатации с целью повышения качества летательного аппарата.

Ключевые слова: качество авиационной техники, методология комплексирования технологий вычислительного и физического эксперимента, алгоритмизация методики.

Обеспечение высокого качества авиационной техники является решающим условием насыщения ею внутреннего рынка, снижения расходов на ее создание и ее эксплуатацию, обеспечения конкурентоспособности на мировом авиационном рынке перевозок. Ключевым моментом комплексных систем обеспечения качества авиационной продукции является непрерывная оценка показателей качества на всех этапах жизненного цикла изделий и подтверждения их соответствия предъявляемым требованиям (т.е. принцип «сквозной» сертификации). [1]

Информацию, необходимую для такого слежения за качеством изделий, получают путем проведения целой гаммы разнообразных испытаний, начиная от математического моделирования на ранних стадиях разработки до самых сложных и дорогостоящих натуральных испытаний.

Сложность и многоплановость проблем создания перспективных образцов авиационной техники, динамика их совершенствования на основе передовых технологий, в т.ч. информационных, приводит к необходимости совместного анализа огромной совокупности данных, различающихся по своей физической природе, способам получения, методам обработки.

В связи с этим представленные в текущем анализе по созданию системной методологии и разработке методов комплексирования технологий вычислительных и физических экспериментов в единую функциональную схему испытаний на основе блочно-модульной организации информационных и технологических процедур являются актуальными.

При этом используется информационная увязка различных моделей (математических, физических, информационных), технических и программных средств, что обеспечивает совместимость разнородных данных, получаемых в процессе создания изделия.

Модульный подход к решению задач испытаний основан на структуризации информационных потоков по этапам жизненного цикла и состояниям ЛА, автоматизированной обработки данных, и многоаспектном использовании однократно вводимой информации.

Задача работы объединяет в себя три направления исследований [1], [3].

Первое – комплексирование физического и вычислительного экспериментов в систему технологической подготовки испытаний, что означает целевое согласование и информационную увязку математических (дискретные модели, моделирующие алгоритмы и геометрические модели), технологических (информационных и физических) и организационных методов принятия решений, логическим дополнением задачи комплексирования является задача разработки эталонов, позволяющих проанализировать качество поверхности летательных аппаратов (формализация методов сравнения).

Второе направление связано с формализацией основных процедур структурно-параметрической идентификации, в частности, идентификация АДХ летательных аппаратов, а также с формализацией частных методик адаптивного планирования и управления АДХ летательных аппаратов в системе автоматизированной обработки данных.

Третьей компонентой проблемы, отражающей аспекты ее практического использования, является развитие эффективных путей повышения качества внешней поверхности летательных аппаратов за счет разработки оригинальных информационных технологий производства.

В основе теоретических решений положено применение методов многоуровневых иерархических систем, методов структурного анализа и синтеза, методов математического планирования эксперимента, физического, математического и имитационного моделирования сложных технических систем [5].

В результате анализа предметной области исследований в статье предложено схематизация проблемы создания единой информационной базы технологий вычислительного и физического эксперимента [4].

Структурирование информации выполнено по процессам (стадии жизненного цикла) и состояниям летательного аппарата, что позволяет совокупность проектных и технологических процедур описать в виде «электронной» матрицы изделия в системах управления проектами и системах управления качеством летательного аппарата. Упорядочение информационных связей между элементами матричной модели (в узлах матрицы) описано как система принятия решений

$$S \subseteq XY$$

на множестве входных X и выходных Y характеристик системы [1], [2].

Поскольку система принятия решений формализована посредством построения иерархии моделей «вход-выход», далее в статье основное внимание уделяется формированию семейства задач M_x в узлах матрицы и методам комплексирования их в интегрированную систему обработки данных.

Математические и физические аспекты проблемы рассматриваются с точки зрения комплексирования технологий вычислительного и физического экспериментов доопределения системы принятия решений, разработки дискретных

моделей и эффективных вычислительных алгоритмов и алгоритмизации методик физического моделирования.

Формализация правил обработки информации на различных этапах жизненного цикла изделия несет комплексный характер, вытекающий из включения в совокупность физических и математических моделей геометрической модели изделия, которая появляется на стадии проектирования и последовательно заполняется физическими характеристиками и технологическими данными.

Рассматривается системная модель процесса обработки геометрических данных в задачах описания наружных поверхностей летательного аппарата и его частей, объединяющая математические методы геометрических преобразований, задачи интерполяции поверхности с использованием теории приближения функций и механизмы сопряжения системы геометрического моделирования с другими подсистемами обработки информации с целью формирования заданных свойств внешней поверхности на основе интегральной системной модели изделия. Вопросы адекватности геометрических моделей решаются на основе физического эксперимента [3], [5].

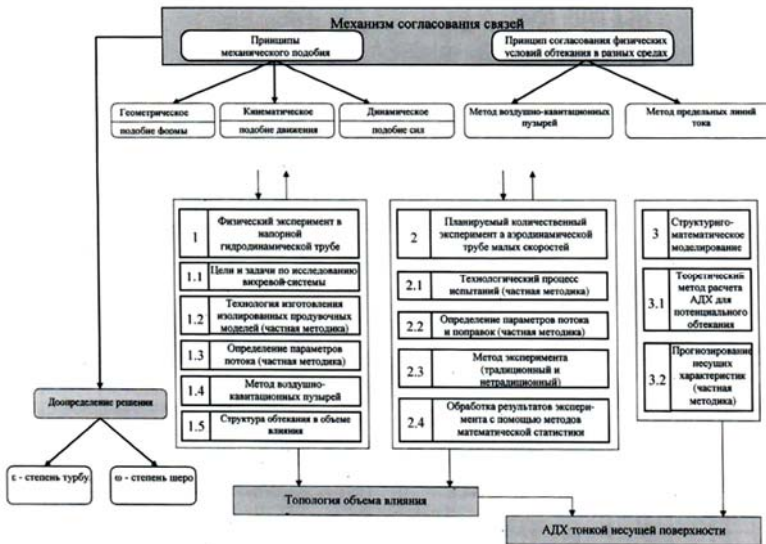
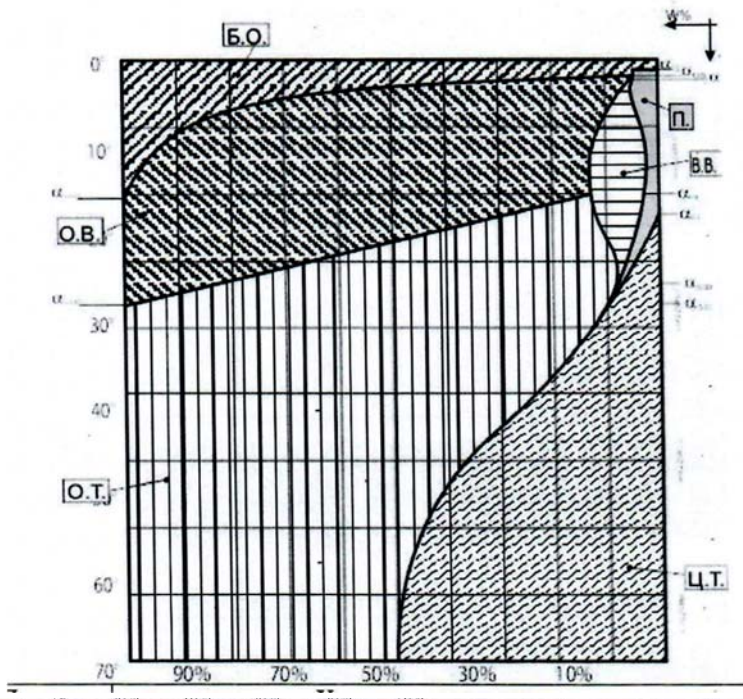


Рис. 1. Структурная модель решающего алгоритма Т

На основе предложенных результатов:

- метода комплексирования технологий вычислительного и физического экспериментов в интегрированную функциональную систему,
- комплексные методики идентификации АДХ тонкой несущей поверхности,
- структурной модели решающего алгоритма
- разработана функциональная структура испытательного стенда для аэрогидродинамических исследований (рис. 3, 4, 5) и методическое обеспечение в задаче идентификации суммарных и распределенных АДХ крыла произвольной формы

– разработан линейный метод расчета АДХ тонкого крыла произвольной формы в плане на основе модели вихревой системы плоской тонкой пластины. Получены универсальные уравнения расчета безразмерных погонных циркуляций свободных вихрей.



Параметр	Характеристика параметра	Справочные данные параметров
α_{Π}	Угол атаки, при котором возникает пузырь (П.)	$\alpha_{\Pi} = \alpha_0; \Delta\alpha_{\max} = \delta \cdot \alpha_{\max}$
$\alpha_{ОВ}$	Угол атаки, при котором возникает основной вихрь (О.В.)	$\alpha_{ОВ} = \alpha_{\Pi} + \Delta\alpha$
$\alpha_{ВВ}$	Угол атаки, при котором возникает вторичный вихрь (В.В.)	$\alpha_{ВВ} = \alpha_{\Pi} + \Delta\alpha + \delta\alpha$
$\alpha_{ОТ}$	Угол атаки, при котором возникает обратное течение (О.Т.)	$\alpha_{КОО} = \alpha_{ЦТ} = 23^\circ$
$\alpha_{ЦТ}$	Угол атаки, при котором возникают циркуляционные течения (Ц.Т.)	$\alpha_{КВВ} = \alpha_{КОВ} = 37^\circ$
$\alpha_{КВВ}$	Угол атаки, при котором исчезает вторичный вихрь	$\alpha_{КП} = 39^\circ$
$\alpha_{КОВ}$	Угол атаки, при котором исчезает основной вихрь	$\alpha_{ОТ} = 20^\circ$
$\alpha_{КП}$	Угол атаки, при котором исчезает пузырь	
$\alpha_{КВО}$	Угол атаки, при котором прекращается безотрывное обтекание (Б.О.)	

Рис. 2. Базовая схема структуры обтекания тонкого КМУ ($\chi=65^\circ$, при $\alpha=var$) в объеме влияния W

На основе предложенного метода созданы инженерные методики расчета поля скоростей и давлений тонкого крыла при безотрывном обтекании, разработаны методики определения суммарных АДХ тонкой несущей поверхности, существенно использующей введенные понятия «объем влияния» вихревых структур (рис 3). Предложенные методики используются также при проектировании аэродинамически-эффективных поверхностей автомобильной сцепки типа «Кемпер», а также внедрены при разработке пространственной модели движения спортсмена-конькобежца и фигуриста и при оптимизации формы спортивного инвентаря.

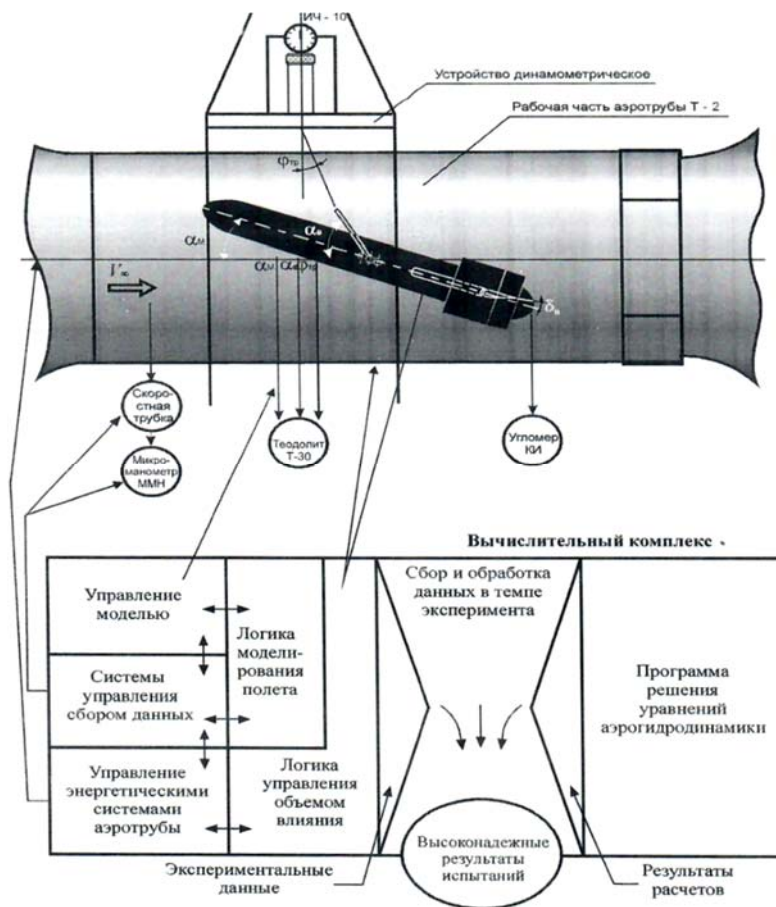


Рис. 3. Функциональная схема испытаний в аэродинамической трубе малых скоростей Т-1 МАТИ

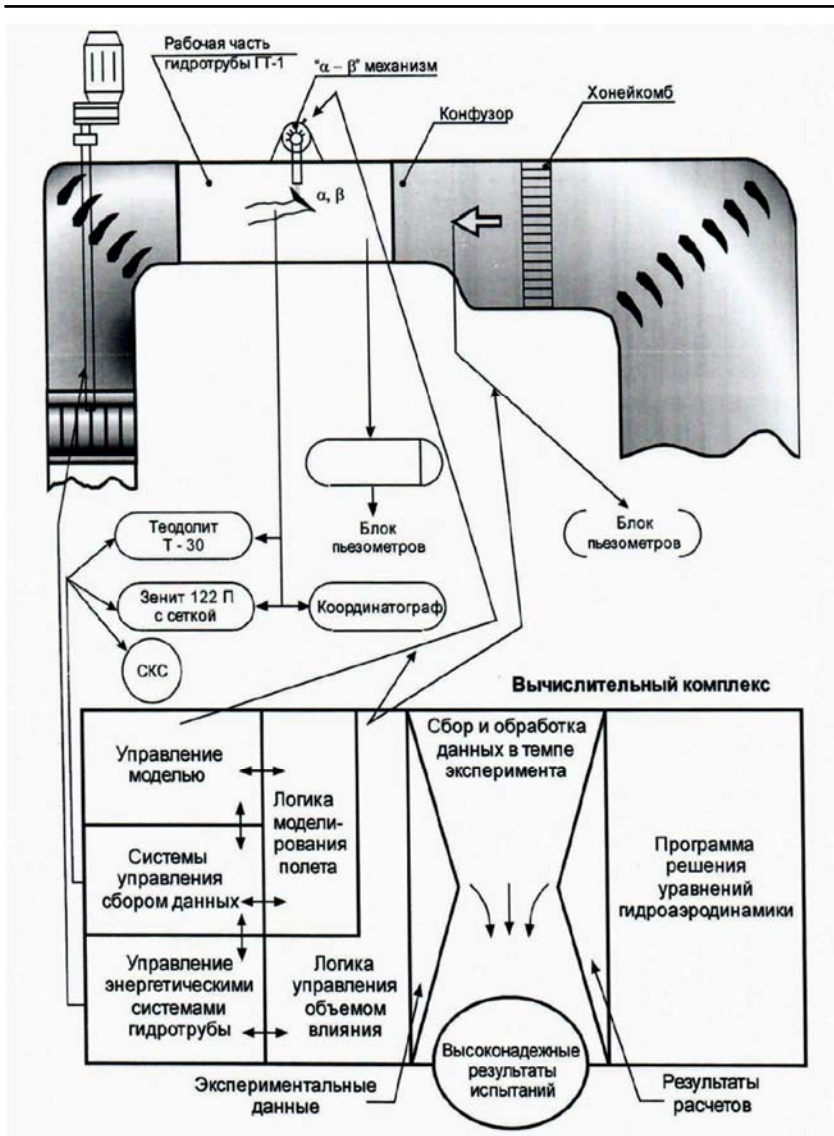


Рис. 4. Функциональная схема испытаний в напорной гидротрубе ГТ-1 МАТИ

Впервые в экспериментальной практике авиационного ВУЗа создан аэрогидродинамический исследовательский комплекс, состоящий из аэродинамической трубы Т-1 МАТИ малых скоростей ($v_{\max}=50$ м/с) (рис.3), напорной гидродинамической трубы ГТ-1 МАТИ ($v_{\max}=3$ м/с) (рис.4), самотечной гидродинамической трубы ГТ-2 МАТИ ($v_{\max}=18,3$ см/с) (рис. 5).

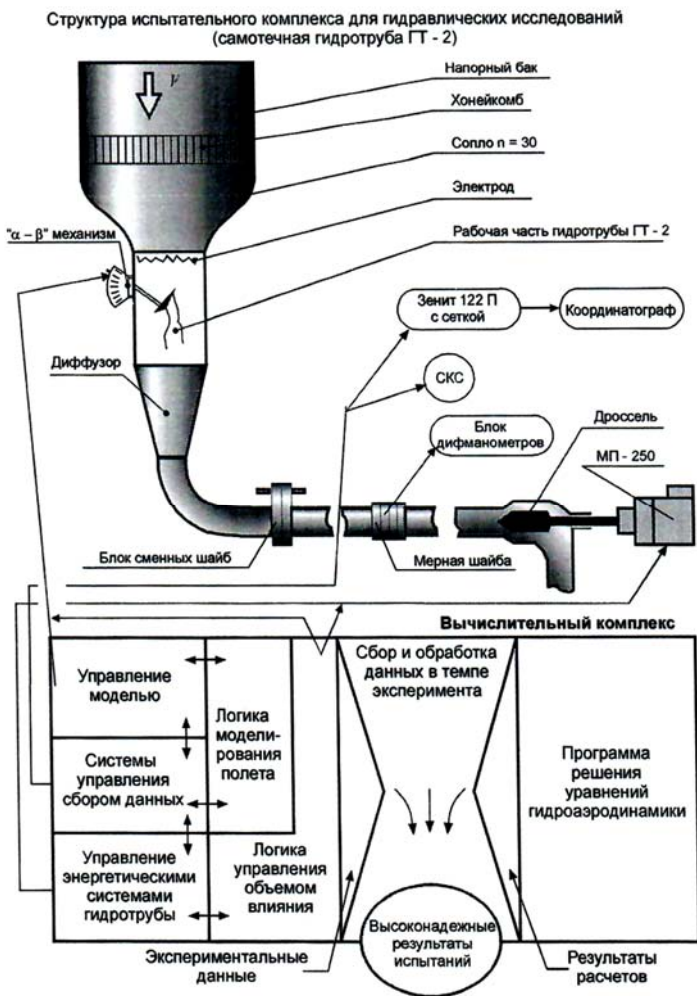


Рис. 5. Функциональная схема испытаний в самотечной гидротрубе ГТ-2 МАТИ

Комплекс разработан для аэродинамических исследований (состав стендового оборудования и информационный модуль сопряжения) и методического обеспечения задачи идентификации суммарных и распределенных АДХ несущей поверхности: линейный метод расчета АДХ тонкого крыла произвольной формы в плане, инженерные методики расчета поля скоростей на поверхности КМУ при безотрывном обтекании и расчет поля скоростей на поверхности тонкого треугольного крыла при безотрывном обтекании.

Инженерные методы доведены до программной реализации. Практическое внедрение комплекса проходило с 1970 по 2015 год. Это позволило:

- значительно повысить точность проведения и обработки экспериментальных исследований стендовых и летных испытаний
- заменить проведение некоторых натуральных вертолетных испытаний стендовыми испытаниями;
- значительно повысить качество отработки ЛТХ в наиболее ответственных режимах полета.

Структура испытательного комплекса для аэрогидродинамических исследований представлена блоками стендового оборудования:

- аэродинамическая труба малых скоростей Т-1 МАТИ с контрольно-измерительной аппаратурой и модулем обработки данных (рис.3);
- малая напорная труба ГТ-1 МАТИ (рис.4) и самотечная ГТ-2 МАТИ (рис.5) с тем же составом аппаратуры.

Как видно из приведенной схемы стендов, блоки функциональной структуры для получения и обработки данных однотипны, что следует из концепции комплексной методики исследования.

Последние разработки ЦАГИ и МАТИ по созданию эффективного крыла для самолетов местных авиалиний показали, что в области имитационного моделирования компромиссных профилей применение технологий комплексирования вычислительного и физического экспериментов, а также технологии комплексного эксперимента по идентификации аэродинамических характеристик несущей поверхности необходимо, т.к. отличительной особенностью предложенных технологий является механизм согласования связей и структурная модель алгоритма, доопределяющего функциональную задачу.

ЛИТЕРАТУРА

1. Юдин Г.В. Белоглазов В.П., Гиневский А.С. Разработка формализованных методов комплексирования систем проектирования и испытания летательных аппаратов. – М.: ВИМИ, 1999. 11 с.

2. Юдин Г.В. Метод комплексирования вычислительных и физических экспериментов в задаче идентификации аэродинамических характеристик летательных аппаратов. – М.: Авиационная промышленность, №3 – М.: ОАО «НИАТ», 2012. – 5 с.

3. Бокша Л.А. Лищинский Н.А., Рулин В.И., Юдин Г.В. Исследование гидродинамики биопрототипа для активного изменения поверхности летательного аппарата. – М.: Авиационная промышленность. – №4. – М.: ОАО «НИАТ», 2013. – 5 с.

4. Кануков М.И., Рулин В.И., Юдин Г.В. Технология создания формализованных методов комплексирования систем проектирования, испытания и эксплуатации летательных аппаратов. – М.: Сборник материалов XII Всероссийской конф. «Управление качеством и сертификация» М.: ИЦ МАТИ, 2013, Вып. 20 (92).

5. Климов В.Т., Юдин Г.В. Анализ проектирования и эксплуатации эффективного воздушного судна местных авиационных линий. Научные труды ЦАГИ. М.: МАТИ, 2012.

*Посвящается
памяти В.И. Рулина (1936–2017гг.)
д.т.н., профессора МАТИ и МАИ,
зам. Гл. конструктора ОКБ А.Н. Туполева*

РАЗРАБОТКА СИСТЕМНОЙ МЕТОДОЛОГИИ КОМПЛЕКСИРОВАНИЯ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО И ФИЗИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТОВ В ЕДИНУЮ ФУНКЦИОНАЛЬНУЮ СИСТЕМУ ИСПЫТАНИЙ В ЗАДАЧЕ ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА ЛА

Юдин Геннадий Вячеславович

*кандидат технических наук, профессор, зав. отделением, ГБПОУ
Московской обл. «Красногорский колледж»,
г. Красногорск*

tevs_mati@mail.ru

Климов Валентин Тихонович

*доктор технических наук, профессор,
ОАО ЦК ФПГ «Российский авиационный консорциум», г. Москва*

tevs_mati@mail.ru

Красовская Софья Владимировна

*кандидат фармацевтических наук,
доцент кафедры общей и педагогической психологии
ФГБОУ ВО ПГУ, г. Пятигорск*

sophie_zlato@yahoo.com

Аннотация. Разработана новая методология комплексирования технологий вычислительного и физического экспериментов в интегрированную систему обработки данных, обеспечивающую упорядочение информационных потоков в виде матричной структуры, а информационных связей между элементами матричной модели в виде элементарных систем принятия решений.

Ключевые слова: качество авиационной техники, методология комплексирования вычислительного и физического экспериментов, упорядочение информационных потоков по стадиям жизненного цикла, алгоритмизация методики моделирования.

Обеспечение высокого качества авиационной техники является решающим условием насыщения ею внутреннего рынка, снижения затрат на её создание и эксплуатацию, обеспечения конкурентоспособности на мировом рынке. Ключевым моментом комплексных систем обеспечения качества для авиационной отрасли является непрерывная оценка показателей качества на всех этапах жизненного цикла изделий и подтверждение их соответствия предъявляемым требованиям (так называемый «сквозной» принцип сертификации).

Место физического и вычислительного экспериментов в задачах обеспечения качества ЛА

Целью исследования является разработка системной методологии и методов комплексирования технологий вычислительного и физического экспериментов в единую функциональную систему испытаний на основе блочно-модульной организации информационно-технологических процедур. При этом осуществляется информационная увязка различных моделей (математических, физических, информационных), технических и программных средств, что обеспечивает совместимость разнородных данных, получаемых в процессе создания изделия.

Разработана концептуальная модель задачи формирования единой информационной базы технологии испытаний ЛА в виде иерархически организованной матричной структуры моделей принятия решений. (Рис. 1), [1], [2]. Упорядочение информационных связей между элементами матричной модели (в узлах матрицы) описывается как система принятия решений при множестве ввода X и вывода Y характеристик системы:

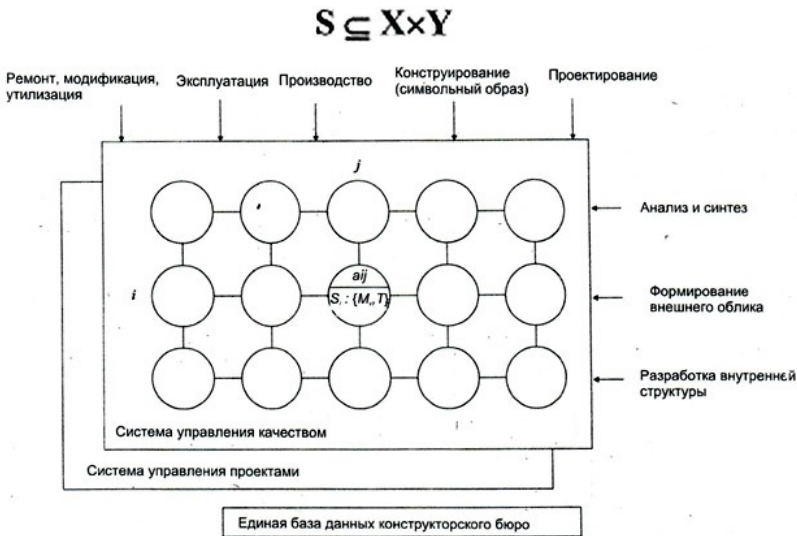


Рис. 1. Структура обработки информации. Mx является функциональным оператором, T решающее правило (алгоритм)

Поскольку система принятия решений формализована путём построения иерархии моделей «вход-выход», далее в работе основное внимание уделяется формированию семейства задач Mx в узлах матрицы и методам их комплексирования в интегрированную систему обработки данных.

**Метод комплексирования технологий вычислительного
и физического экспериментов, разработанный
и реализованный в задаче продолжения**

Для стандартных условий течения в безразмерной форме:

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = u_{\infty} \frac{du_{\infty}}{dx} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}, \quad (1)$$

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0. \quad (2)$$

где u и v – составляющие скорости, соответственно по осям x и y :

- ось x – направлена вдоль поверхности обтекаемого тела;
- ось y – по внешней нормали к ней;
- U_{∞} – скорость внешнего потенциального течения в заданных граничных условиях.

$$u = v = 0 \text{ при } y = 0; \quad u \rightarrow u_{\infty} \text{ при } y \rightarrow \infty \quad (3)$$

Дополнительно в некотором сечении x_0 определяется профиль составляющей скорости $u(x, y) = u^0(y)$ на интервале $[0 - \infty)$, который определяется в результате физического эксперимента (оператор сопряжения 1 на Рис.2). С помощью моделирования определяется всё поле скоростей $u(x, y)$ для $x \geq x_0$.

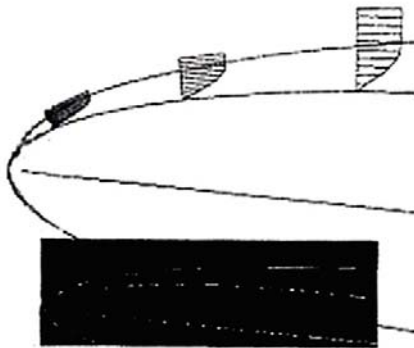


Рис. 2. Результаты моделирования течения симметричного
профиля при угле атаки $\alpha = 5^\circ$

На Рис. 2 представлены результаты моделирования течения на симметричном профиле серии В-12 при угле атаки $\alpha = 5^\circ$. Показаны эпюры скоростей в сечениях при $x > x_0$.

Разработана программная реализация операторов сопряжения, выполняющих функции комплексирования технологий. Адекватность модели

спектра обтекания крыльцевого профиля подтверждена физическим экспериментом в гидротрубе ГТ-2 МАТИ (МАИ).

Отличительной особенностью предложенной методики является механизм согласования связей, определяемый как решающий алгоритм T в системе S принятия решений. Получена структурная модель алгоритма T , определяющая функциональную систему S .

На основе предложенных результатов разработана функциональная структура испытательного комплекса для аэрогидродинамических исследований (Рис. 3) и методическое обеспечение задачи идентификации суммарных и распределённых АДХ крыла произвольной формы.

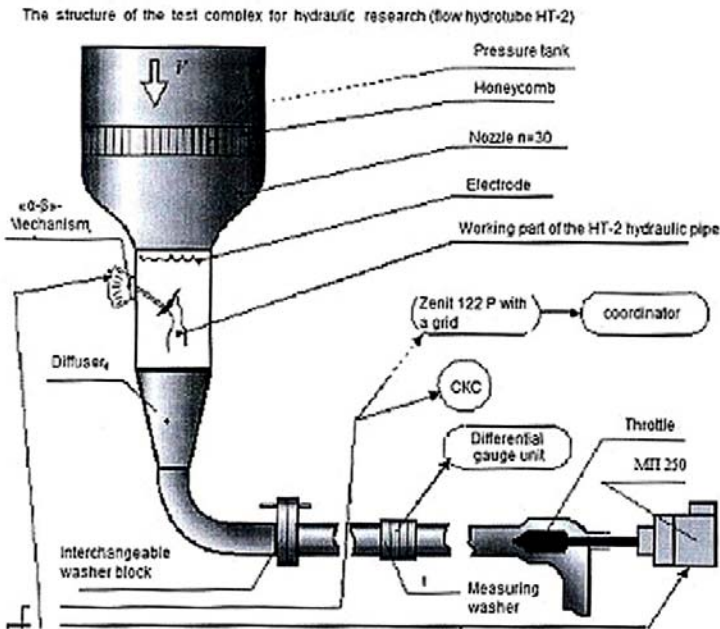


Рис. 3. Структура испытательного комплекса для аэрогидродинамических исследований

Литература

1. The development of methodology for complexation of computational and physical experiments in identification of aircraft aerodynamic properties. Yudin, G.V., Krasovskaya S.V. Materials of the International Conference "Scientific research of the SCO countries: synergy and integration". April, 9, 2019. Beijing, China. p.161-170.

ОБОСНОВАНИЕ КОНЦЕПЦИИ И ВЫБОР СХЕМЫ БОМБАРДИРОВЩИКА В-1

(по материалам иностранных источников до 02.1976г.)

БРИГАДА КО-1

НАЧАЛЬНИК БРИГАДЫ _____ ПУХОВ А.Л.
НАЧАЛЬНИК ГРУППЫ _____ ШУБИН В.И.
ИНЖЕНЕР _____ ВАСИЛЬЕВА Т.Н.

1976 г.



В США считают, что В-1 необходимое орудие поддержания равновесия между СССР и США. Будущее его ясно, если он оправдает надежды.

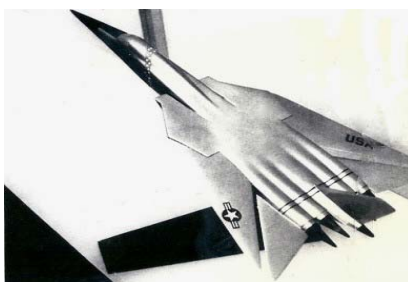
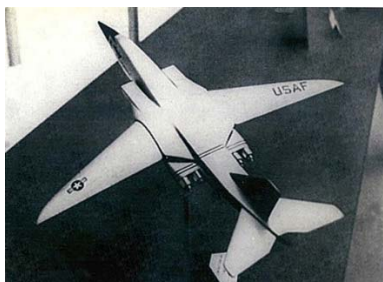
Преимущества бомбардировщика дальнего радиуса действия перед ракетным оружием: пилотируется – значит контролируется до конца, позволяет выбирать или менять цель, пригоден для ведения неядерной войны. Наконец, само существование В-1 заставляет СССР выделять значительные средства на противовоздушную оборону, тем более, значительные, что территория СССР огромна.

В-1 имеет четыре двигателя, общий взлётный вес 180 тонн, теоретически может летать на $M = 2,5$ (практически более вероятно $M = 2,2$). Наиболее интересные особенности – его способность летать с большими скоростями на малых и очень малых высотах, дальность 10000-11000 км на $M = 0,85$ без дозаправки, боевая нагрузка от 25 до 35 тонн: бомбы с ядерными головками, до 24 шт. SRAM или ракет "воздух-земля" малого радиуса (160 км), и одна ракета среднего радиуса (1600 км), всё это размещается в трёх отсеках. Следует также отметить, что В-1 способен взлететь через 4 минуты после получения приказа по сравнению с восемью минутами у В-52. Наконец, меньшие размеры В-1, делают его менее уязвимым для радиолокационного облучения и обнаружения.

По сравнению с В-52 самолёт В-1 имеет в два раза большую скорость и способность летать на малых высотах, по сравнению с F-111 вдвое большую грузоподъёмность и дальность. Что касается советских самолётов, его легко сравнить с Ту-95, М-4 и даже с Ту-22. Но «Бэкфайр» настоящий незнакомец, по времени появления он стоит где-то между FB-111 и В-1. По всей вероятности, у «Бэкфайера» нет ни такой грузоподъёмности, ни способности к полёту без дозаправки, как у В-1.

Единственный самолёт, с которым в настоящее время может сравниться В-1, это КОНКОРД и по весу, и по тяге, и по стоимости разработки не считая, конечно, изменяемой геометрии.

«Эр Э Космос» № 549, 2/XI-74г.



Выработка концепции бомбардировщика В-1

В США с начала 60-х гг. обсуждалась необходимость замены огромного парка В-52, находящегося на вооружении Стратегического авиационного командования (САК) ВВС США, новым бомбардировщиком проникновения на малых высотах. Усовершенствованный пилотируемый стратегический самолёт (AMSA) рассматривался в качестве эффективной составной части американского ядерного сдерживающего средства, получившего название *"Триады"*, куда входят также ракеты, запускаемые с суши и с подводных лодок. С конца 1963 года к исследованию концепции самолёта приступили три крупные фирмы: Дженерал-Дэйнемикс, Боинг и Норт-Американ [41]. Поскольку с 50-х гг. (*время создания В-52*) техника ушла вперёд, нужно было рассмотреть большое количество альтернативных решений: аппараты В/КВП, проникновение полностью на сверхзвуковых скоростях, платформы для запуска ракет дальнего действия, проникновение на малых высотах и так далее. Результаты этого анализа быстро показали, что предпочтительным вариантом является проникновение на малых высотах с большой дозвуковой скоростью, а возможность полёта на больших высотах обеспечивает дополнительную гибкость и помогает растянуть оборону противника. Эти требования стали основными в проработке AMSA. Работы по AMSA продолжались в течение четырёх лет и были направлены на определение экономически оправданной замены В-52.

В конце 1969 годв эти работы закончились оформлением требований и выпуском запроса предложений по В-1. По окончании оценки предложений в июне 1970 года проектирование и разработка В-1 были поручены фирме Норт Американ Рокуэлл [54].

Позднее были опубликованы фотографии моделей стратегического бомбардировщика В-1, соответствующие двум предварительным проектам, с крылом в положении максимальной и минимальной стреловидности. [3].

"Флог Ревю" № 5, V-72г.



Сравнение советских и американских стратегических бомбардировщиков

Обозначение	Ту-95 Bear	M-4 (1) Bizon	Ту-16 Badger	Ту-22 Blinder	Ту-22М Backfire	B-52 (2) S.Fortress	FB-111A -	B-1 -	СПС КОНКОРД
Конструктор (фирма)	Туполев	Мясишев	Туполев	Туполев	Туполев	Бонинг	Дженерэл Дайнемикс	Рокуэлл	Аэрос пассьяль
1-й полёт (1-е появл.)	1954	1954	1954	1961	1969	1954	1967	1974	1969
Свзд., тонн	165	160	68	84	120/?	221/-	-	160/180	181,54
Вздётн. тяга (л.с. или тс)	4x14800	4x8,7	2x9,5	2x11,8	2x20	8x6,2	2x9,2	4x13,6	4x17,2
Размах, м	48,5	52	33,5	28	-	56,4	10,3/21,3	23,8/41,7	25,5/47,5
Длина, м	47,5	49	36,5	40,5	40	48	22,4	46	51,6
Высота, м	-	-	10,8	5,2	-	12,4	5,2	10,25	12,2
Умакс., км/час	800	900	950	1500	M=2,2- 2,5	1040	M=2,2-2,5	M=2,2	M=2,1
Лполёта (км) с Гн (т)	12/15000 11,5	11250 4,5	6400 3	2250 -	9000 -	16000 (3)	6000 -	10/11000 25-35	6400 9/13(4)

(1) **Bizon-A. Bizon-C** имеет 4 ТРД Д-15 тягой 13тонн и обладает высокими лётными характеристиками.

(2) **B-52G** – самый распространённый вариант (193 самолёта). B-52H – самый тяжёлый мощный по своей силовой установке, имеет 8 двигателей тягой 7,7 тонн каждый.

(3) Полезная нагрузка **B-52** меняется в зависимости от дальности, она может достигать нескольких десятков тонн.

(4) Что касается КОНКОРДа, гражданского самолёта, то указанная нагрузка – это коммерческая нагрузка, к которой добавлено пассажирское оборудование (несколько тонн); что касается дальности, то она рассчитана с большими резервами. Цифры, соответствующие данным для военных самолётов: нагрузка 10-15тонн, дальность 7000км в крейсерском сверхзвуковом полёте (для самолёта B-1 дальность 10000-11000км дана для режима дозвукового полёта). Следует отметить, что лётные характеристики и тоннаж советских самолётов – это расчётные данные и что дальности указаны без дозаправки.

“ЭР э КОСМОС” № 549, 2.11.74г.

ВВС США дали ответ сенатской подкомиссии по НИОКР для вооружённых сил по вопросу альтернативы стратегическому бомбардировщику Рокуэлл В-1. Хотя программа лётных испытаний протекает успешно, оппозиция к этой программе растёт. В качестве альтернативы В-1 ВВС исследовали два увеличенных варианта Джeneral-Дайнемикс FB-111, Боинг-52 с новыми двигателями, а также самолёт-носитель управляемых снарядов (носитель крейсерских ракет СМС). СМС по своим данным приблизительно соответствует Боинг-747 и вооружён крейсерскими ракетами, стартующими с воздуха. Джeneral-Дайнемикс ещё в 1974 году предлагала увеличенный вариант FB-111G и ещё более удлиненный вариант FB-111H (или GO-916). FB-111H имеет 50% боевой нагрузки В-1 и необходимую дальность действия. С полной боевой нагрузкой он не может без заправки в воздухе перелететь Атлантику. Боевая нагрузка FB-111G примерно 33% боевой нагрузки В-1. Представители ВВС считают, что самолётов FB-111G потребовалось бы в десять раз больше, чем В-1, и они нуждаются в значительно большем количестве заправщиков и баз.

Стоимость FB-111H составляет около 26 млн. долларов плюс стоимость проектирования, в сравнении с 63,6 млн. долларов для В-1, включая стоимость разработки в пересчёте на уровень цен 1975 года. Предложение снабдить В-52 новыми двигателями (новое название В-521) отличается тем недостатком, что эта машина имеет большее время реакции, малую скорость, недостаточную защиту против ядерного воздействия. Речь идёт о модификации самолётов В-52 G и H, которые кроме нового двигателя должны обладать суперкритическим крылом, увеличенным бомбоотсеком, управлением на малых высотах и четырьмя членами экипажа. К моменту реализации такой программы стоимость модифицированного В-52 будет составлять 40млн. долларов, то есть около половины цены нового В-1.

Представители ВВС отметили, что носитель СМС также неэкономичен. Самолёты В-1 при той же стоимости смогут доставлять к цели вдвое больше оружия. («Флюг Ревю» № 6-75г.)

В статье «Проблемы и перспективы SALT (II) договора о сокращении стратегических вооружений от 24.11.1974г.» рассматриваются основные военные программы США. В частности, отмечается, что, хотя стратегический бомбардировщик В-1 имеет общий взлётный вес 176 тонн, то есть на 45,4 тонн меньше, чем последние варианты G и H самолёта В-52, он обладает вдвое большим внутренним объёмом отсеков вооружения и способен нести большую бомбовую нагрузку. Министр обороны Шлесинджер заявил: «Из-за большей скорости ($M=2$ на высоте) и повышенной способности противостоять поражающим факторам ядерного взрыва, время покидания аэродрома для В-1 существенно меньше, чем для В-52; из-за меньшего радиолокационного сечения и способности летать на очень малых высотах с большими дозвуковыми скоростями В1 может значительно легче проникать через усовершенствованную советскую воздушную оборону. Значительно большая гибкость использования В-1 по сравнению с В-52 расширяет имеющиеся у США возможности нанесения ответного удара».

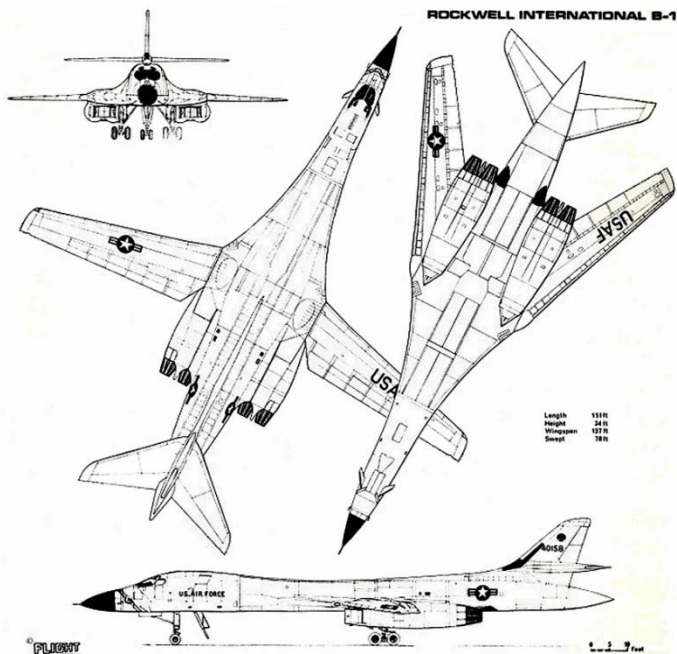


Рис. 5. Стратегический бомбардировщик В-1А

Отмечается, что в связи с тем, что характеристики В-1 в лётных испытаниях оказались эквивалентными заявленным, по-видимому, производство самолётов F-111 на заводе в Техасе будет прекращено.

При рассмотрении стратегической роли советского бомбардировщика «Бэкфайр» фирмы Туполева отмечается, что этот сверхзвуковой самолёт с изменяемой стреловидностью при полёте с арктической базы и дозаправке в воздухе сможет поражать практически все цели в США и возвращаться. При сверхзвуковом полёте на большой высоте и посадке на дружественной территории (например, Куба) «Бэкфайр» может доставить оружие к любой цели в континентальной части США без дозаправки.

Больше всего Пентагон обеспокоен самими размерами «Бэкфайра». Имея максимальный взлётный вес 127 тонн, он почти вдвое тяжелее значительно менее дальнего FV-111 и составляет 3/4 размера В-1. Считают, что Форд и Киссинджер согласились исключить «Бэкфайр» из списка стратегических средств доставки в обмен на исключение F-111 и других тактических ударных сил. Но военные опасаются, что стратегический потенциал «Бэкфайра» слишком велик, чтобы можно было согласиться с постройкой и развёртыванием его в очень больших количествах, не ограниченных соглашением.

«Интеравиа» № VIII-75г.

*Авторский коллектив выражает признательность
за помощь в работе над Сборником:*

- Л.Н. Близнюк;
- А.А. Рафаэлянц;
- Н.Б. Дробиленко;
- Н.И. Давыдову;
- Р.А. Мусатову;
- И.Е. Булгакову;
- А.М. Рулиной;
- А.А. Петрову;
- Н.В. Шлепцову;
- Е.А. Деянову;
- В.Г. Терентьеву;
- В.С. Репнёву;
- Д.Н. Шлемину;
- студентам МАТИ и МАИ.

Для заметок

Для заметок

Научное издание

Васильева Татьяна Николаевна
Юдин Геннадий Вячеславович
Волхонский Александр Евгеньевич
Бокша Людмила Васильевна
Кануков Михаил Измайлович
Рулина Арина Викторовна
Красовская Софья Владимировна

ПУТЬ В НАУКУ

Творческое и научно-педагогическое наследие
доктора технических наук,
профессора В.И. Рулина

Монография

Чебоксары, 2021 г.

Ответственный редактор *Т.Н. Васильева*
Компьютерная верстка *Д.И. Ларионова*
Дизайн обложки *Н.В. Фирсова*

Подписано в печать 28.06.2021 г.
Дата выхода издания в свет 16.07.2021 г.
Формат 60×90/16. Бумага офсетная. Печать офсетная.
Гарнитура Times. Усл. печ. л. 13,485. Заказ 1337. Тираж 300 экз.

Издательский дом «Среда»
428005, Чебоксары, Гражданская, 75, офис 12
+7 (8352) 655-731
info@phsreda.com
<https://phsreda.com>

Отпечатано в ООО «Типография «Перфектум»
428000, Чебоксары, ул. К. Маркса, 52