

55 коп.

И. Н. КОЛПАКЧИЕВ

*И. Кош*  
260778



ПРОБЛЕМЫ  
КОРОТКОГО ВЗЛЕТА  
САМОЛЕТА

И. Н. КОЛПАКЧИЕВ

ПРОБЛЕМЫ  
КОРОТКОГО ВЗЛЕТА  
САМОЛЕТА



Москва  
«МАШИНОСТРОЕНИЕ»  
1978

ББК 39.54

К60

УДК 629.735.33.001

Рецензент канд. техн. наук **Н. К. Лисейцев**

**Колпакчиев И. Н.**

**К60** Проблемы короткого взлета самолета — М.: Машиностроение, 1978. — 160 с., ил.

55 к.

В книге дан анализ основных параметров самолетов короткого взлета и посадки (СКВП), приведены области их оптимальных значений и оценка технической эффективности СКВП в системе гражданской авиации, рассмотрены экономические преимущества применения короткого взлета.

Освещены перспективы развития аэродромов с малыми длинами летных полей, приведены технические требования, предъявляемые к СКВП в нашей стране и за рубежом.

Книга предназначена для инженерно-технических работников авиационной промышленности и гражданской авиации.

ББК 39.54  
6Т5.1

К 31808-339 — 339-78  
038(01)-78

© Издательство «Машиностроение», 1978 г.

## ПРЕДИСЛОВИЕ

Проводимые в последние десятилетия в странах с развитой авиационной промышленностью научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по созданию самолетов короткого и вертикального взлета и посадки (СКВП/СВВП) позволили выявить наиболее перспективные направления их дальнейшего развития с целью повышения экономичности, безопасности и регулярности полетов гражданской авиации.

В настоящее время воздушный транспорт, являющийся важным звеном единой транспортной системы нашей страны, развивается быстрыми темпами. Его удельный вес в междугородном пассажирообороте страны приближается к 30%, т. е. воздушный транспорт превращается в массовый вид транспорта для скоростных пассажирских перевозок.

В то же время Советский Союз с его огромной территорией, многомиллионным населением и разнообразными природными условиями в первую очередь заинтересован также в создании летательного аппарата, способного обеспечить труднодоступные районы скоростным, надежным и комфортабельным транспортом. Это особенно подчеркнуто в документе «Основные направления развития народного хозяйства СССР на 1976—1980 годы»: «Обеспечить дальнейший рост перевозок воздушным транспортом, особенно на дальние расстояния и в труднодоступные районы, увеличить пассажирооборот воздушного транспорта в 1,3 раза... Обеспечить проведение экспериментальных и научно-исследовательских работ по созданию новых самолетов и вертолетов с летно-техническими и экономическими характеристиками, соответствующими перспективным требованиям развития гражданской авиации»\*.

За последние годы в периодической научной печати было опубликовано большое количество статей по различным аспектам исследований, разработок и эксплуатации СКВП, однако до сих пор нет полной ясности по ряду принципиальных вопросов (в частности, нет определения понятий СКВП и СВВП), отсутствует систематическая разработка всей проблемы в целом.

В настоящей книге автор попытался, не претендуя на полноту изложения по отдельным специальным вопросам, осветить

\* Основные направления развития народного хозяйства СССР на 1976—1980 годы. — «Правда», 1976, 7 марта.

в строгой методической последовательности наиболее важные проблемы короткого и частично вертикального взлета. При этом большое внимание уделяется факторам, которые являются определяющими при выборе типа и основных параметров транспортных самолетов КВП/ВВП, но не нашли достаточного отражения в отечественной литературе. Таким вопросам, как структура пассажиропотоков, потенциально пригодных для эксплуатации указанных летательных аппаратов, характеристикам и перспективам развития аэродромов и посадочных площадок с малыми длинами летных полей, техническим требованиям, предъявляемым к СКВП и СВВП в СССР и за рубежом, в книге отведены специальные главы. Во второй части книги дается анализ основных параметров СКВП, выясняются области их оптимальных значений и проводится оценка технической эффективности СКВП в системе гражданской авиации, что позволяет в первом приближении выявить экономические преимущества применения короткого взлета.

Автор приносит глубокую благодарность канд. техн. наук А. Б. Страшинскому, давшему ряд полезных советов при просмотре рукописи, канд. техн. наук Н. К. Лисейцеву, взявшему на себя труд рецензирования книги, а также инженерам С. А. Абрамяну, Е. Г. Дроздову, Н. Ф. Иус, А. В. Медведеву, В. И. Титову, выполнившим расчеты и обработку результатов по отдельным разделам.

## УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- A* — стоимость летного часа;
- a* — расходы на 1 тонно-километр;
- b* — хорда крыла;
- c* — стоимость; толщина крыла;
- c<sub>R</sub>* — удельный часовой расход топлива ТРД;
- c<sub>c</sub>* — удельный часовой расход топлива ТВД;
- E<sub>n</sub>* — нормативный коэффициент эффективности капиталовложений;
- F* — площадь; сила;
- G* — вес; вес самолета; расход газа;
- H* — высота полета;
- K* — аэродинамическое качество; капитальные вложения;
- L* — дальность полета; длина;
- m* — масса; степень двухконтурности ДТРД;
- N* — суммарная мощность двигателей;
- n* — коэффициент перегрузки; число двигателей; число пассажиров;
- R* — суммарная тяга двигателей;
- p* — удельная нагрузка; давление;
- Q* — часовой расход топлива;
- q* — скоростной напор, километровый расход топлива;
- T* — амортизационный срок службы; ресурс;
- $\theta$  — угол наклона траектории полета к горизонту; угол отклонения струи;
- q* — массовая плотность воздуха;
- $\psi$  — угол поворота вектора тяги;
- $\chi$  — угол стреловидности крыла (по четверти хорд);

## ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ

- АНЗ — аэронавигационный запас топлива;
- ВПП — взлетно-посадочная полоса;
- ДТРД — двухконтурный турбореактивный двигатель;
- ФАА — федеральное агентство авиации США;
- ИКАО — международная организация гражданской авиации;
- ЛА — летательный аппарат;
- МД — маршевый двигатель;
- МВЛ — местные воздушные линии;
- НЛГ — нормы летной годности;
- ПАС — система пассажиропоток—аэродром—самолет;
- ПТВ — подъемный турбовентилятор;
- ПТС — подъемно-тяговая система;

ПД — подъемный двигатель;  
ПМД — подъемно-маршевый двигатель;  
СВВП — самолет вертикального взлета и посадки;  
СКВП — самолет короткого взлета и посадки;  
СОВП — самолет обычного взлета и посадки;  
СПС — сверхзвуковой пассажирский самолет;  
СМП — самолетно-моторный парк;  
СУ — силовая установка;  
ТВД — турбовинтовой двигатель;  
ТОР — техническое обслуживание и ремонт;  
УВД — управление воздушным движением;  
УЛО — управление ламинарным обтеканием;  
УПС — управление пограничным слоем.

## ВВЕДЕНИЕ

Современный этап развития гражданской авиации помимо совершенствования летательных аппаратов известных типов характеризуется тремя четко выраженными направлениями:

- созданием сверхзвуковых пассажирских самолетов;
- строительством широкофюзеляжных самолетов-аэробусов с повышенной пассажировместимостью;
- развитием самолетов короткого и вертикального взлета.

Конечной целью каждого из этих направлений является обеспечение транспортными средствами возрастающего из года в год пассажиропотока при одновременном сохранении, как минимум, на существующем уровне основных параметров аэродромов: занимаемой территории, оптимальной частоты движения, гарантированной безопасности взлета и посадки, приемлемого шума на окружающей местности.

Анализ роста пассажирских перевозок показывает, что в послевоенный период (начиная с 1946 г.) воздушные перевозки на регулярных линиях мира возрастали в среднем на 15% в год. Это обеспечивало увеличение объема перевозок приблизительно в 2 раза каждые 5—6 лет. В общих чертах эта тенденция сохранится и в текущем десятилетии, но структура перевозок несколько изменится, что особенно заметно при анализе перевозок по количеству и категориям перевезенных пассажиров.

Изменение в характере распределения пассажиров по категориям происходит под влиянием более быстрого темпа роста числа пассажиров, совершающих полеты для отдыха и туризма, а также пассажиров, перевозимых по международным линиям. Среднегодовой темп прироста пассажиров первой из указанных групп составляет 16%, перевозки по международным линиям растут на 19%, по внутренним — на 5% в год [69, 82].

Наметившиеся на воздушном транспорте тенденции приведут к тому, что пассажирский поток разделится на две группы в зависимости от категорий пассажиров — деловых или отдыхающих, а также от требований, предъявляемых к скорости передвижения, — сверхзвуковой или дозвуковой.

Общепризнано, что в предстоящие годы перевозки пассажиров, пользующихся воздушным транспортом для отдыха и туризма, все перевозки на короткие расстояния и большая часть перевозок по внутренним линиям будут выполняться на самолетах с дозвуковой

скоростью. Сверхзвуковые полеты будут необходимы главным образом лицам, совершающим полеты по международным линиям большой протяженности. Следовательно, к 1980 г., по предварительным оценкам, примерно 95% провозной мощности парка должно быть обеспечено за счет использования дозвуковых самолетов и 5% за счет СПС.

Потребности в осуществлении перевозок предопределяют необходимый типаж и парк летательных аппаратов на перспективу.

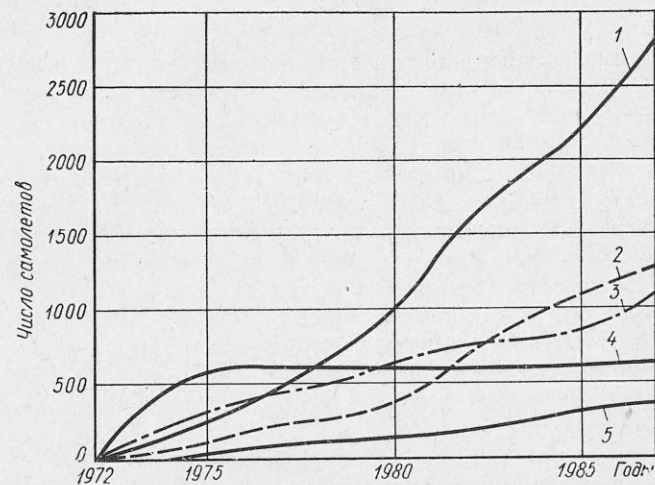


Рис. В.1. Предполагаемая потребность авиакомпаний США в новых самолетах:

1—широкофюзеляжные самолеты малой и средней дальности полета; 2—СКВП для местных воздушных линий; 3—широкофюзеляжные самолеты большой дальности; 4—обычные самолеты малой и средней дальности; 5—сверхзвуковые пассажирские самолеты

По предварительным оценкам, к 1980 г. общий парк самолетов, эксплуатируемых зарубежными авиакомпаниями, достигнет примерно 6000 машин. Распределение их по типам и назначению показано на рис. В.1 [71].

Видно, что в наибольшей степени будут возрастать потребности авиакомпаний в самолетах с широкими фюзеляжами, в которых предусмотрена расстановка пассажирских кресел по 8—10 в ряду. Предполагается, что выпуск самолетов с широкими фюзеляжами составит значительную часть в общем производстве гражданских самолетов.

Количество самолетов обычных для настоящего времени типов, как видно из рис. В.1, к 1980 г. сохранится практически неизменным (около 600 шт.) и будет поддерживаться на этом уровне и в последующие годы. Сверхзвуковые пассажирские самолеты не имеют тенденции к большому росту, оставаясь на все последующие

годы, до самым оптимистическим прогнозам, в пределах 8% общего парка самолетов.

Особый интерес в области научно-исследовательской и опытно-конструкторской работы представляют самолеты короткого и вертикального взлета для линий малой протяженности. Известно, что примерно 50% регулярных перевозок пассажиров выполняется на расстоянии от 300 до 1100 км. При полетах на такие относительно малые расстояния особое значение приобретают потери времени у пассажиров, вызванные большим удалением аэропортов от населенных пунктов, снижение частоты полетов вследствие перегрузки воздушного пространства над аэропортом и высокий уровень шума в приаэродромной зоне. Поэтому, несмотря на то, что до 1980 г. СКВП не окажут существенного влияния на структуру перевозок и состав парка летательных аппаратов, в следующем периоде в США можно ожидать резкого увеличения количества СКВП: к 1990 г. их число, предположительно, может достичь 1500 шт. (см. рис. В.1).

Такое повышение значения самолетов короткого взлета обусловлено тем, что они обладают совокупностью свойств, позволяющих преодолеть известные недостатки обычных самолетов.

Из таких свойств отметим следующие:

— потребная для нормальной эксплуатации самолета КВП длина летного поля не превышает 400—600 м, что позволяет приблизить аэродромы к центру города, а в случае использования существующих аэропортов увеличить их пропускную способность без расширения территории;

— большая тяговооруженность обеспечивает не только короткий разбег, но и крутую траекторию набора высоты и снижения, что ограничивает зону интенсивного шума на местности пределами аэродрома;

— сравнительно небольшая скорость захода на посадку ( $V_{з.п.} = 140 \dots 180$  км/ч вместо 240—300 км/ч у обычных самолетов) повышает безопасность полета с минимальными скоростями, а в случае аварии значительно уменьшает ее последствия;

— крейсерские характеристики самолетов короткого и обычного взлета одного назначения практически одинаковы, однако для СКВП имеется принципиальная возможность их улучшения за счет использования избытка энерговооруженности в крейсерском полете.

Таким образом, летательные аппараты короткого и вертикального взлета позволяют в равных с обычными самолетами условиях увеличить интенсивность и безопасность воздушного движения в районе аэродрома, повысить регулярность полетов при ограниченной видимости с последующим переходом к всепогодной эксплуатации, снизить уровень шума на местности вблизи аэродрома, уменьшить потери общественного времени при переездах пассажиров из города в аэропорт и обратно, что в конечном счете ведет к улучшению технико-экономических показателей воздушного транспорта.

Высокие взлетно-посадочные и летно-технические характеристики СКВП/СВВП обусловили проведение на протяжении двух последних десятилетий большого объема научно-исследовательских

и опытно-конструкторских работ в странах с развитой авиационной промышленностью. Если на первом этапе исследований (примерно с 1955 по 1965 гг.) было проведено систематическое изучение всех возможных вариантов самолетов вертикального взлета и посадки (СВВП), то конец шестидесятых годов, наряду с продолжением работ по СВВП, характеризуется переходом к анализу транспортных возможностей летательных аппаратов короткого взлета и посадки (СКВП), поскольку они имеют более высокие технико-экономические показатели по сравнению с СВВП.

Основные летно-технические характеристики перспективных самолетов короткого взлета, разрабатываемых в настоящее время за рубежом, приведены в приложении в конце книги.

## Раздел первый

### **ФАКТОРЫ, ВЛИЯЮЩИЕ НА ВЫБОР ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПАССАЖИРСКИХ СКВП**

#### **Глава 1. АНАЛИЗ ПАССАЖИРОПОТОКОВ НА ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЯХ, ПОТЕНЦИАЛЬНО ПРИГОДНЫХ ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ СКВП**

##### **1.1. ЦЕЛИ, ЗАДАЧИ И ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ КВП/ВВП**

Ввиду отсутствия общепринятого определения понятия «самолет короткого взлета» в первом приближении к этому классу летательных аппаратов можно отнести самолеты, эксплуатация которых возможна на взлетно-посадочных полосах длиной до 600 м, что позволяет применить их для решения, как минимум, трех основных задач гражданской авиации:

1. Развить сеть авиалиний и увеличить объем воздушных перевозок в труднодоступных и вновь осваиваемых районах, а также на местных линиях в районах с частым выходом из строя грунтовых аэродромов.

2. Обеспечить более эффективную связь между крупными городами в густонаселенных районах путем размещения аэропортов, обслуживающих СКВП, в пределах городской черты и организации передвижений пассажиров по принципу «от двери до двери».

3. Увеличить пропускную способность существующих аэродромов без расширения их территории за счет более рационального использования воздушного транспорта, повышения регулярности полетов и снижения шума на местности.

Первоочередность решения той или иной задачи определяется конкретными условиями в каждой стране. Так, например, для стран Западной Европы и США наиболее актуальными являются вторая и частично третья задачи, что связано в первую очередь с необходимостью разгрузки наземных магистралей от больших пассажиропотоков между центром города и аэропортом, организации аэробусных перевозок между крупными городами и снижения плотности воздушного движения в районах больших аэродромов. В то же время для СССР более важной в настоящее время является задача развития воздушного движения в труднодоступных и малоосвоенных районах, таких как Крайний Север, Средняя Азия, Сибирь и Дальний Восток, которые характеризуются малой плотностью населения, относительно небольшими пассажиропотоками и аэродромами, имеющими малую удельную прочность покрытий ВПП.

Рассмотрим более подробно условия, при которых целесообразно применение СКВП/СВВП для решения указанных выше задач.

Воздушный транспорт как обслуживающая отрасль народного хозяйства тесно связан с размещением и миграцией населения на территории страны. При этом промышленность, составляя основу большинства производственно-территориальных комплексов, выполняет важнейшие районообразующие функции, создавая новые населенные пункты и городские центры, формируя многочисленные внутри- и межрайонные экономические и транспортные связи, что вызывает постоянный приток и высокую подвижность населения в новых промышленных районах.

Известно, что размещение промышленности России до революции характеризовалось крайней неравномерностью. Основные индустриальные районы развивались в европейской части страны, в то время как на Сибирь приходилось только 2% промышленного производства, а в целом все восточные районы (включая Урал) давали менее 10% валовой продукции промышленности.

В годы советской власти определилось четкое направление на развитие восточных районов СССР, где сосредоточено примерно 90% всех топливно-энергетических ресурсов страны, почти 80% запасов древесины, большое количество залежей руд и полезных ископаемых, но в то же время на площади около 70% всей территории СССР проживает только четверть его населения [31, 45].

В ближайшее десятилетие в СССР будет происходить переход к широкому комплексному освоению новых территорий с трудными природными условиями.

Характерной особенностью территориального развития СССР в этот период является ускорение хозяйственного освоения обширных северных территорий восточных районов.

Исторически восточные районы СССР осваивались в известной последовательности. В годы первых пятилеток были заложены опорные индустриальные базы. На основе развития Урало-Кузбасса постепенно все шире стали использоваться природные богатства Казахстана, Восточной Сибири, Средней Азии и Дальнего Востока. В этих районах на основе мощных топливно-энергетических баз складываются новые промышленные комплексы, такие как Средне-Обский, Саянский и Южно-Таджикский; продолжается формирование Братско-Тайшетского, Ачинско-Красноярского и Павлодарско-Экибастузского комплексов [45].

Широкое экономическое освоение природных ресурсов порождает немало сложных проблем, связанных с суровыми климатическими условиями, обширностью территории, малой заселенностью и слабым развитием наземных путей сообщения. Поэтому здесь наблюдается повышение удельного веса воздушного транспорта в обслуживании удаленных районов главным образом для грузовых перевозок. Последнее объясняется тем, что несмотря на высокий уровень авиатарифа, расходы по завозу многих категорий грузов самолетами будут ниже, чем суммарные издержки при доставке

их водным и наземным транспортом с учетом «замораживания» материальных ценностей на 1—1,5 года в запасах и порчи продукции.

Возможность применения СКВП для решения второй и особенно третьей задачи целесообразно рассмотреть на основе ситуации, сложившейся в гражданской авиации США.

Имеющиеся статистические данные по пассажирским перевозкам в Соединенных Штатах Америки показывают, что доля воздушного транспорта в общем объеме перевозок по земле и воздуху при дальности до 800 км (500 миль) составляет около 60%, причем на эту дальность перемещается не менее 50—60% всех пассажиров, пользующихся воздушным транспортом [62]. Данное обстоятельство связано прежде всего со сложившимся размещением основных городов на территории той или иной страны. Рис. 1.1 показывает распределение пар городов с населением свыше 250 тыс. человек в Западной Европе и США в зависимости от расстояния  $L$  между городами. Видно, что в обоих случаях подавляющее количество указанных городов расположено в пределах дальности 800—1200 км, что и определяет величину пассажиропотока по длине воздушных линий.

Вторым фактором, существенно влияющим на выбор типа летательного аппарата, является естественное повышение численности населения страны и его перераспределение под влиянием социальных факторов. Как показывает статистика, основной прирост населения, ожидаемый в США к 1980 г., будет в городских районах. К этому времени здесь появятся по крайней мере три огромных района (мегаполиса), в которых будут сосредоточены все большие города, — это северо-восточный коридор, район Больших озер и калифорнийское побережье Тихого океана. Каждый из этих районов будет иметь протяженность 600—700 км, и в общей сложности в них будет проживать свыше половины населения страны. Поэтому на перспективу, по данным FAA, объем пассажирских перевозок в США будет характеризоваться следующими цифрами (табл. 1.1).

Тенденция к урбанизации, наблюдаемая в США, проявляется в том, что темп прироста населения в районах крупных городов в течение последнего десятилетия был равен 16%, в то время как в сельской местности около 6%. Прирост городского населения происходит главным образом вследствие разрастания пригородов, что

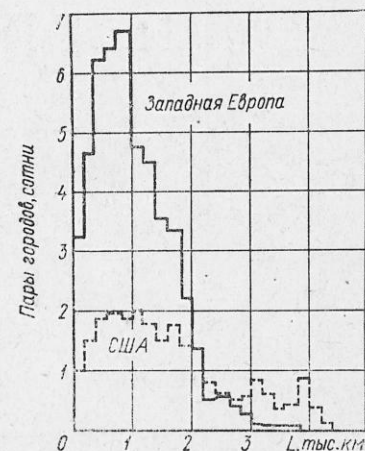


Рис. 1.1. Распределение пар городов с населением свыше 250 тыс. человек в Западной Европе и США в зависимости от расстояния  $L$  между городами



Таблица 1.1

## Перевозки пассажиров на регулярных авиалиниях США [80]

Год	Количество пассажиров, млн.			Пассажирооборот, млрд. пасс.-км		
	всего	внутренние авиалинии	международные авиалинии	всего	внутренние авиалинии	международные авиалинии
1964	83,0	74,4	8,6	87,2	66,5	20,7
1965	94,5	84,5	10,0	100,7	76,1	24,6
1966	113,9	102,2	11,7	123,0	93,2	29,8
1967	126,4	113,5	12,9	138,8	105,7	33,1
1968	152,6	137,5	15,1	171,4	131,3	40,1
1969*	168,6	151,5	17,1	192,1	146,8	45,3
1970*	183,7	164,7	19,0	212,7	161,7	51,0
1975*	296,0	265,0	31,0	364,2	273,6	90,6
1980**	470,0	420,0	50,0	609,9	463,5	146,4
1985**	620,0	550,0	70,0	—	—	—

\* Предположительно.  
\*\* Прогноз.

привело к большому росту воздушных перевозок. Анализ статистики пассажиропотоков в США показывает, что в перспективе ожидается ежегодный прирост количества перевозимых пассажиров в среднем на 8—10% главным образом за счет увеличения пассажиропотока на дальность до 800 км (внутренние авиалинии США имеют среднюю протяженность 338 км).

Именно на этих расстояниях существенно возрастают дополнительные затраты времени на один пассажирополет, которые увеличились в США с 1,5 ч в 1966 г. до 4 ч в 1970 г., а к 1980 г. могут достичь 6 ч. Очевидно, что большую роль при выборе вида транспорта, с точки зрения пассажира, имеет не фактор абсолютной скорости самолета, а удобство и суммарное время перемещения «от двери до двери», оценивающее как рейсовую скорость самолета, так и затраты времени на переезд от и до аэропорта. Большие удаленности современных аэродромов от городских центров предопределяют тот факт, что при дальности полета до 1000 км основное время затрачивается на поездки наземным транспортом из города в аэропорт и обратно. При существующих удаленностях аэродромов от города нельзя ожидать, что возможное увеличение скорости самолетов в будущем позволит существенно уменьшить общее время поездки. В результате автобус, совершающий рейсы с большой частотой, может составить серьезную конкуренцию обычному самолету при расстояниях «от двери до двери» до 400 км.

Интерес, проявляемый в западных странах к самолетам короткого взлета как к средству, позволяющему существенно повысить эффективность транспортного процесса между центрами городов, вызван главным образом тем, что они имеют определенные преимущества по сравнению с обычными самолетами:

— для эксплуатации СКВП не требуется дорогостоящих и занимающих большие земельные участки аэродромов, что позволяет приблизить аэропорты для СКВП к городу и даже строить их в пределах городской черты;

— самолеты КВП позволяют использовать ряд имеющихся ВПП и воздушных коридоров, непригодных для работы обычных транспортных самолетов (короткие длины ВПП, крутые глиссады набора и снижения, небольшие расстояния при больших пассажиропотоках);

— СКВП, которые могут летать с большой частотой на высотах, редко используемых обычными самолетами, дают возможность расширить эксплуатируемое воздушное пространство, в котором современные трассы из соображений навигационного обеспечения прокладываются тесно друг к другу.

Следовательно, СКВП потенциально могут использоваться при тех же или более жестких минимумах, что и обычные самолеты; они обладают характеристиками, обеспечивающими более интенсивное движение в равных условиях эксплуатации, что и определяет повышенный интерес к данному типу летательных аппаратов со стороны эксплуатирующих организаций.

Детальное изучение структуры предполагаемого роста воздушных перевозок, проведенное FAA в 1975 г., обнаружило серьезные признаки его снижения и спада экономических показателей воздушного транспорта. Причиной этого является все более резко ощущаемое несоответствие пропускной способности существующих аэропортов возрастающему количеству самолетов и обслуживаемых пассажиров. Установлено, что различные задержки по этим причинам обусловили в 1966 г. убытки авиакомпании в 28 млн. долл., которые к 1970 г. увеличились более чем в 3 раза и продолжают увеличиваться нарастающими темпами.

Перегрузка аэропортов стала доминирующим фактором, сдерживающим развитие воздушного транспорта за последние годы. Крупнейшими аэропортами мира по перевозкам пассажиров (в млн. человек), по данным 1971 г., были следующие (табл. 1.2) [81].

Практически верхним пределом для любого аэропорта мира можно считать объем перевозок 50 млн. пассажиров и 560 тыс. взлето-посадок в год.

Считается, что максимальная производительность ВПП достигается в том случае, если самолет простаивает в очереди перед взлетом не более 4 мин. Максимальная часовая производительность одной ВПП находится в пределах 50—55 взлетов или посадок; при двух независимых ВПП теоретически может быть достигнута величина около 100 операций в час; практически в настоящее время она не превышает 80 операций в час. В то же время, появление

Таблица 1.2

Аэропорт/город	Число пассажиров, млн.	Число взлето-посадок, тыс.
Охар/Чикаго	30,9	600
Международный/Лос-Анжелос	20,3	373
Кеннеди/Нью-Йорк	19,2	303
Муниципальный/Атланта	18,2	390
Хитроу/Лондон	16,4	—
Международный/Сан-Франциско	14,1	297
Ла-Гардия/Нью-Йорк	12,7	—
Орли/Париж	11,2	—
Ханеда/Токио	11,1	—

широкофюзеляжных самолетов-аэробусов, которые представляют собой экстраполяцию обычных дозвуковых самолетов, лишь частично решает проблему перегруженности аэропорта, так как в этом случае из соображений безопасности требуется увеличение интервалов между самолетами и возникают трудности обслуживания больших пассажиропотоков в аэровокзальном комплексе.

Очевидно, что наибольшая экономическая эффективность воздушного транспорта обеспечивается при некотором оптимальном соотношении пропускной способности аэропортов, интенсивности полетов и спроса со стороны пассажиров. В настоящее время это соотношение нарушено в большинстве аэропортов США, что потребовало принятия FAA ряда решений по проблеме перегруженности. Одной из мер является введение ограничений воздушного движения по скорости и частоте для ряда крупных аэропортов США. В то же время оценивается, что к 1980 г. эти ограничения будут приносить экономике Нью-Йоркского авиаузла убыток около 350 млн. долл. в год.

Кардинальным решением проблемы перегруженности воздушного пространства является расширение существующих и строительство новых аэропортов, однако такое решение связано с трудностями изыскания и освоения значительных территорий. Вместе с тем, средства, расходуемые на наземные сооружения, главным образом службы УВД, с каждым годом растут. Например, реконструкция международного аэропорта им. Кеннеди в Нью-Йорке потребовала 390 млн. долл.; аэропорта Ла-Гардия для внутренних авиалиний 120 млн. долл. и т. д. [57].

Резкое увеличение пассажирских и грузовых потоков, особенно технического обслуживания и ремонта современных самолетов, наличие службы управления воздушным движением — все это существенно расширяет площадь, занимаемую аэродромом. Если в сороковых годах наиболее крупные из них размещались на площади в 300—400 гектаров, то для аэродромов шестидесятых годов

уже требовалась площадь в среднем около 30 км<sup>2</sup>, а построенный недавно международный аэропорт Даллас занимает территорию в 73 км<sup>2</sup>.

Расширение аэропортов в густонаселенных районах становится все более затруднительным, а строительство новых — почти невозможным. Поэтому не случайно, что общая площадь, занимаемая аэродромами США в настоящее время, составляет 250—300 км<sup>2</sup> и не имеет тенденции к увеличению.

Радикальным решением проблемы перегруженности аэропортов и приближения их к местам жительства в настоящее время считается создание транспортных самолетов короткого и вертикального взлета. Комитет гражданской авиации США (САВ) еще в 1967 г., изучая этот вопрос применительно к девяти крупнейшим городам, находящимся на территории северо-восточного коридора, пришел к выводу, что такой вид воздушного транспорта не только необходим, но вполне технически и экономически оправдан. Наиболее подходящими летательными аппаратами для этих целей комитет признал самолеты КВП, имеющие преимущества перед самолетами ВВП для большинства рассмотренных городов. Кроме того, комитет отметил важность отделения воздушных перевозок, осуществляемых летательными аппаратами указанных типов, от перевозок, выполняемых обычными самолетами. Без этого новый вид воздушного транспорта не сможет решить основную задачу по разгрузке воздушных линий.

## 1.2. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ ЗОН ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА СКВП НА МЕСТНЫХ И МАГИСТРАЛЬНЫХ ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЯХ СССР

Воздушный транспорт СССР для осуществления пассажирских перевозок в настоящее время располагает развитой сетью авиалиний, суммарная протяженность которых превышает 800 тыс. км. Динамика развития авиапассажирских перевозок Аэрофлота отражена в табл. 1.3, из которой видно, что ежегодный прирост числа пассажиров на воздушном транспорте СССР составляет 10—15% [7, 25, 46, 50].

Быстрые темпы развития воздушных перевозок объясняются высокой скоростью транспортирования, что стимулирует появление новых пассажиропотоков, причем удельный вес воздушного транспорта в общем объеме пассажирских перевозок за последние годы стабилизировался на определенном уровне. Доля воздушного транспорта в общем объеме авиажелезнодорожных перевозок в настоящее время составляет около 30%, причем удельный вес воздушного транспорта существенно повышается с увеличением дальности полета. Например, к 1975 г. в зоне дальности свыше 6000 км воздушные перевозки составляли около 90%, а в зоне дальности до 500 км — только 20%.

Основными факторами, влияющими на удельный вес воздушного транспорта в общем балансе пассажиропотоков, являются:  
— экономия времени в пути, связанная с расстоянием между

Таблица 1.3

## Динамика воздушных перевозок Аэрофлота

Год	Общий объем перевозок, млн. т. км	Пассажирооборот, млрд. пасс—км	Количество перевезенных пассажиров, млн. чел.	Средняя дальность перевозок, км
1957	726,1	4,55	5,25	922
1958	941,5	6,4	8,2	818
1959	1211,4	9,1	12,2	784
1960	1603,0	12,1	16,0	796
1961	2196,2	16,4	21,8	789
1962	2612,4	20,3	27,0	779
1963	3066,0	25,3	32,0	822
1964	3770,5	30,9	36,8	873
1965	4769,2	38,1	42,1	947
1966	5503,2	45,1	47,2	1000
1967	6479,5	53,5	55,1	1020
1968	7389,0	62,1	60,9	1079
1969	8379,7	71,5	68,0	1107
1970	8917,1	78,2	71,4	1157
1971	9973,8	88,8	78,1	—
1972	10819,8	95,9	82,5	—
1973	11267,1	98,8	84,3	—
1974	12278,1	108,8	90,5	—
1975	13624,6	122,6	98,1	—

городами, расстоянием от центров городов до аэродромов, совершенством обслуживания и частотой движения;

— тип эксплуатируемого самолета, характеризующий его скорость, комфорт и безопасность полета;

— наличие прямого беспересадочного рейса, что определяет скорость и удобство сообщения;

— соотношение в протяженности маршрутов на железнодорожном и воздушном транспорте.

Для определения перспектив развития пассажирских перевозок большое значение имеет распределение перевозок по дальности, которое показывает, что в СССР на расстояние до 500 км с учетом МВЛ перевозится около половины всех пассажиров и выполняется приблизительно 10% общего пассажирооборота воздушного транспорта, в то время как на дальность до 2000 км перевозится около 80% всех пассажиров и выполняется почти половина всего пассажирооборота, причем графики функций распределения обще-

го пассажиропотока с течением времени смещаются в сторону больших дальностей по двум причинам:

— на воздушный транспорт переходят с других видов транспорта наиболее дальние пассажиры;

— доля пассажирских перевозок на короткие расстояния сокращается благодаря развитию автомобильного транспорта в зонах действия МВЛ.

Рис. 1.2 показывает процентное распределение перевозок на местных воздушных линиях в общем объеме Аэрофлота по годам.

Видно, что если в 1960 г. доля пассажиров, перевозимых на МВЛ, составляла 56,6%, то к 1970 г. она уменьшилась до 37,5%, а к 1980 г. будет составлять около 23% и имеет тенденцию к дальнейшему снижению [46].

Уменьшение удельного веса перевозок на МВЛ закономерно, так как в зоне дальности до 500 км, в которой осуществляется основной объем перевозок на МВЛ, воздушный транспорт в значительной мере кооперирует свою работу с автомобильным транспортом, в особенности при перевозках на расстояния до 300 км. В свя-

зи с постройкой новых шоссе в экономически развитых районах происходит интенсивное развитие автобусных перевозок в междугородных сообщениях, что привело к резкому сокращению количества местных воздушных линий малой дальности. Так, например, если в 1965 г. линии протяженностью до 100 км составляли почти половину всего количества МВЛ, то в 1970 г. их относительное число на том же расстоянии уменьшилось до 20%.

Указанное обстоятельство приводит к тому, что роль местных воздушных линий в экономически развитых районах существенно снижается и главными областями их развития становятся районы Сибири, Крайнего Севера, Дальнего Востока и Средней Азии, что приводит к увеличению средней дальности полета на МВЛ. Особенно сильно развивается сеть воздушных линий в Якутской АССР, Магаданской области и на Камчатке. Огромная территория этой части Советского Союза практически лишена железных дорог; количество шоссе и грунтовых дорог относительно невелико. Главным видом транспорта являются здесь водные пути, но суровые климатические условия на 4—5 месяцев в году ограничивают навигацию. Значительно развита сеть воздушных линий в союзных республиках Средней Азии и Закавказья, где воздушные линии проникают в районы, расположенные в песках или труднодоступных

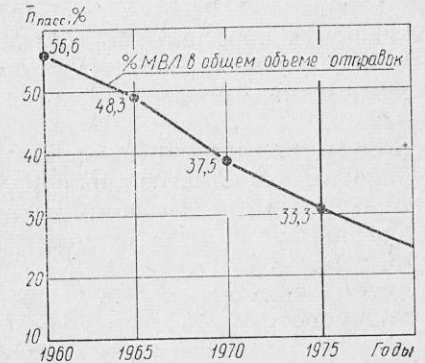


Рис. 1.2. Относительное количество авиопассажиров, прогнозируемое в СССР на местных воздушных линиях

горных местностях. В этих условиях воздушный транспорт приобретает особо важное значение, становясь единственно возможным средством связи между населенными пунктами.

Использование самолетов короткого взлета на магистральных линиях обуславливается ростом пассажиропотоков и появлением связанных с ним явлений: увеличением числа взлетов и посадок на одну ВПП, перегруженностью воздушного пространства над аэродромами, повышением интенсивности и площади воздействия шума в приаэродромной территории, большими потерями общественного времени при массовых перевозках пассажиров из города в аэропорт и обратно. Поэтому целесообразность использования СКВП для решения проблемы больших аэропортов возникает там, где сложились мощные пассажиропотоки, так как перечисленные выше недостатки должны проявляться прежде всего на этих направлениях.

Для выявления зон дальности полета, в которых перемещается наибольшее число пассажиров (с учетом сложившихся исторических, географических и демографических условий), было построено процентное распределение пассажиропотока и основных воздушных линий (рис. 1.3).

Анализ полученных зависимостей показывает, что наибольшие пассажиропотоки МВЛ приходятся на зоны дальности до 500 км (87,6% всех местных линий), а максимальное количество линий (и, соответственно, пассажиропотоки) находится в диапазоне 100—200 км.

Для СКВП, эксплуатация которого возможна практически на любом аэродроме гражданской авиации, утрачивается целесообразность деления воздушных линий на союзные и местные, поэтому при определении зон дальности полета, пригодных для эксплуатации СКВП, необходимо рассматривать суммарный пассажиропоток, который при дальности до 2000 км имеет три четко выраженных максимума: 200...300 км; 700...800 км; 1200...1500 км.

Расчет распределения пассажиропотоков с учетом коэффициентов роста дает незначительное (в пределах 2—3%) отклонение процентного распределения пассажиров по зонам дальности, приведенным выше, что позволяет рассматривать указанные зоны в качестве исходных при назначении дальности полета и технико-экономической оценке перспективных СКВП.

Для выбора оптимальных областей применения транспортных СКВП большое значение имеет сезонность перевозок на воздушном транспорте. Статистика показывает, что для МВЛ, как правило, соблюдается высокая ритмичность перевозок по сезонам по сравнению с перевозками на магистральных линиях (табл. 1.4). Этот фактор связан прежде всего с тем, что более половины МВЛ обслуживают районы со слабо развитыми средствами наземного транспорта и поэтому летательные аппараты зачастую являются здесь единственным средством сообщения.

Данные таблицы говорят о большой потребности в перевозках на МВЛ в течение всего года, а следовательно, и о возможности

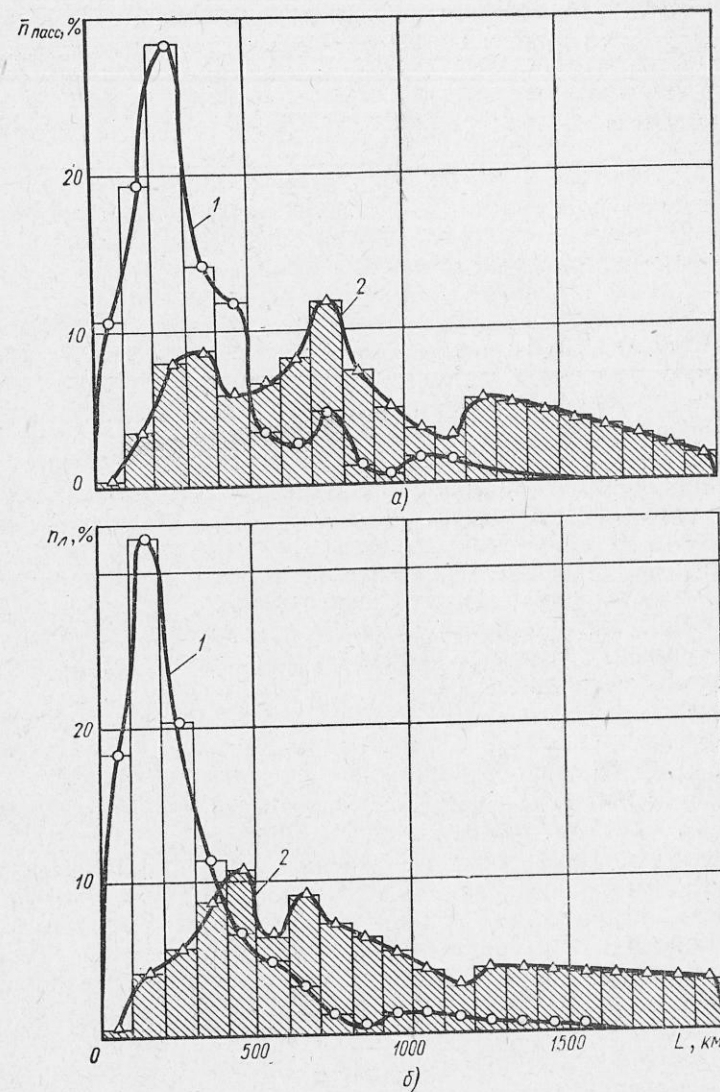


Рис. 1.3. Процентное распределение числа пассажиров  $\bar{n}_{\text{пасс}}$  (а) и количества линий  $n_{\text{л}}$  (б) на магистральных и местных воздушных линиях СССР протяженностью до 2000 км:  
1—МВЛ; 2—магистральные линии

иметь более стабильный, а также более высокий коэффициент загрузки. При дальнейшем повышении регулярности движения на МВЛ это обстоятельство будет проявляться еще ярче.

Таблица 1.4

Показатели ритмичности перевозок на воздушных линиях СССР (в процентах)

Квартал года	Воздушные линии союзного значения	Местные воздушные линии
I	16,7	22,3
II	25,7	24,0
III	37,8	32,9
IV	19,8	20,8
Итого	100	100

Решение задач обеспечения эффективной связи между центрами крупных городов и повышения пропускной способности существующих аэродромов с помощью самолетов КВП/ВВП находится в прямой зависимости от роста объема перевозок главным образом на магистральных линиях. Учитывая, что численность населения и расстояния между основными городами в СССР и США примерно одинаковы, можно ожидать, что необходимость создания в СССР тяжелого СКВП возникнет примерно тогда, когда объем перевозок на магистральных линиях СССР достигнет значения, при котором эти проблемы возникли в США.

Разработка СКВП в США была начата в 60-е годы, когда число пассажиров на магистральных линиях достигло 130—150 млн. в год. При этом, благодаря широкому развитию аэродромной сети, относительное число пассажиров, перевозимых на МВЛ, составляло 14% числа всех перевозимых пассажиров.

Согласно прогнозам указанное число пассажиров будет перевозиться на магистральных линиях СССР после 1980 г. В то же время, учитывая разработки в области создания отечественного широкофюзеляжного СОВП большой пассажироместимости (Ил-86) и модернизацию системы УВД в районе аэродромов, можно предположить, что к этому времени в СССР будет целесообразно использовать СКВП только для обслуживания МВЛ и специальных работ, а потребность в СКВП для магистральных линий сместится на более отдаленное время.

Следует отметить, что развитие воздушного транспорта во многом зависит от потребностей пассажиров. Если запросы пассажиров в отношении скорости, удобств, дешевизны и регулярности сообщения при полетах на короткие расстояния не будут удовлетворяться воздушным транспортом или если появятся более совершенные, чем самолет, средства скоростного передвижения, то развитие

массовых перевозок на самолетах КВП/ВВП даже в более отдаленный период станет проблематичным.

## Глава 2. ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ АЭРОДРОМОВ С МАЛЫМИ ДЛИНАМИ ЛЕТНЫХ ПОЛЕЙ

В настоящее время самолеты гражданской авиации обслуживают более 3500 городов и населенных пунктов. Классифицированные аэропорты имеют 30 крупнейших городов Советского Союза с численностью населения более 500 тыс. жителей, до 80% всех городов, население которых насчитывает от 101 до 500 тыс. человек и свыше 60% городов с населением от 50 до 100 тыс. человек [50].

По данным Всесоюзной переписи населения 1970 г. [34], в Советском Союзе имеется 1935 городов и 3569 поселков городского типа (всего 5504), причем каждый год к их числу прибавляется около 40 новых городов. Это свидетельствует о больших возможностях дальнейшего расширения сети воздушных линий и, как следствие, строительства новых аэродромов главным образом с небольшими длинами летных полей.

Ниже рассматриваются основные характеристики современных аэродромов и посадочных площадок с длиной ВПП около 600 м, которые могут быть использованы для эксплуатации СКВП. Параллельно рассматриваются предложения по созданию специальных аэродромов для обслуживания летательных аппаратов короткого и вертикального взлета, технические требования к ним и возможные решения.

### 2.1. КЛАССИФИКАЦИЯ

Из числа существующих аэродромов и посадочных площадок наиболее близкими по своим характеристикам к перспективным аэродромам для СКВП являются аэродромы для местных воздушных линий, сельскохозяйственные аэродромы и вертодромы гражданской авиации.

Основные геометрические характеристики аэродромов с малыми длинами летных полей, рекомендуемые Приложением 14 к Чикагской Конвенции ИКАО, даны в табл. 2.1.

### 2.2. СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННЫЕ АЭРОДРОМЫ И ВЕРТОДРОМЫ

Аэродромы сельскохозяйственной авиации предназначены для обеспечения взлета, посадки и обслуживания легких самолетов и вертолетов при выполнении ими авиационно-химических работ в сельском хозяйстве. На аэродромы сельхозавиации распространяются общие требования по проектированию, строительству и эксплуатации аэродромов [2].

Для эксплуатации СКВП наибольший интерес представляют постоянные сельскохозяйственные аэродромы, имеющие ВПП с ис-

Таблица 2.1

## Стандарты и рекомендации ИКАО по техническим характеристикам аэродромов и их элементов

(Приложение 14 к Чикагской Конвенции ИКАО)

Пункт Приложения	Показатель	Кодовое обозначение ВПП		
		С	Д	Е
II-3	Длина ВПП, м	900—1500	750—900	600—750
III-1,4	Ширина ВПП, м	30	23	18
III-1,5	Минимальные расстояния между параллельными ВПП для визуальных полетов (по осям), м	150	120	120
III-1,10	Минимальная длина летных полос, м	ВПП+120	ВПП+120	ВПП+120
III-1,11	Ширина летных полос: а) для полетов по приборам, м б) для визуальных полетов, м	300	300	300
		150	80	160

кусственным покрытием, которые могут быть использованы как транспортные аэродромы для местных воздушных линий.

Выбор участка для сельскохозяйственного аэродрома обязательно увязывается с генпланом населенных мест, общей сетью аэродромов и другими материалами, учитывающими перспективное развитие данного района. Кроме того при строительстве сельскохозяйственного аэродрома обязательно предусматривается возможность его последующего расширения и установки радиотехнических средств, обеспечивающих нормальную эксплуатацию транспортных самолетов.

Аэродром сельскохозяйственной авиации включает в себя летную полосу размером  $650 \times 100$  м, на которой размещается рабочая площадь размером  $500 \times 60$  м и ВПП с искусственным покрытием размером  $400 \times 20$  м, а также рулежные дорожки, места стоянки, грузовые площадки и территория служебно-технической застройки.

Рекомендации ИКАО по вертодромам и посадочным площадкам для вертолетов основаны на обобщении опыта работы существующих вертолетных станций, причем особое внимание уделяется их расположению в городах и аэропортах. Эти станции могут сооружаться как на поверхности земли, так и над землей (например, на крыше здания аэровокзала) или водой.

По материалам ИКАО, ВПП вертодромов должны иметь размеры  $120 \times 60$  м, однако в особых случаях эти размеры могут быть уменьшены. При расположении вертолетной станции над землей

или на крыше здания размеры ВПП должны быть такими же, как и для наземных станций.

## 2.3. РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ПО ДЛИНАМ ЛЕТНЫХ ПОЛЕЙ И УДАЛЕННОСТЬ ОТ НАСЕЛЕННЫХ ПУНКТОВ

Возможность удобного расположения аэропортов в большой степени зависит от требуемой длины ВПП. Рис. 2.1 показывает процентное распределение аэропортов США с длинами взлетно-посадочных полос от 400 до 3000 м. Наибольшее количество аэропортов этой группы (около 90%) сосредоточено в диапазоне от 500 до 700 м. Отмеченная здесь же область СКВП (с длиной летного поля 610 м) позволяет охватить около 80% всех аэропортов США [62].

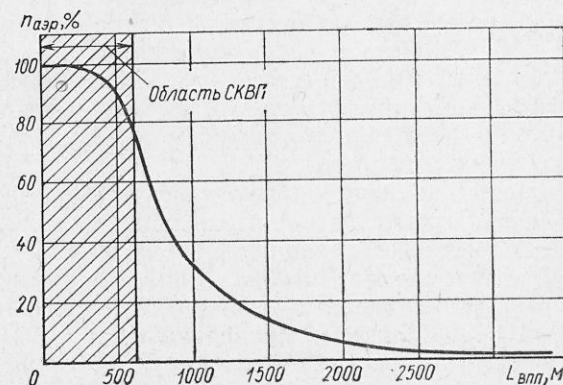


Рис. 2.1. Распределение длин взлетно-посадочных полос в аэропортах США (по состоянию на 1968 г.)

Распределение аэропортов по длине взлетно-посадочных полос, сложившееся в СССР, как и в других развитых странах, аналогично, что связано с общими закономерностями размещения населенных пунктов и промышленных зон на территории страны (см. рис. 1.1).

Одним из показателей, определяющих с точки зрения пассажира удобство использования авиации, является удаленность аэродрома от населенных пунктов и связанное с ней время доставки пассажира к самолету. Статистика показывает, что практически во всех развитых странах основная часть аэропортов (до 80%) удалена от центров городов на расстояния до 25—30 км; среднее время доставки пассажира в аэропорт составляет около 1 ч, что соответствует средней скорости доставки около 27 км/ч.

Аэродромы местных воздушных линий удалены от города в основном на расстояния до 3 км (свыше 85% всех аэродромов МВЛ), причем ближе к центру города расположено больше аэродромов с

меньшими длинами летных полей (аэродромов класса Е) вследствие более низкого уровня шума, создаваемого эксплуатируемыми на них самолетами, а также большей вероятности нахождения площадки требуемого размера вблизи города.

#### 2.4. ИСКУССТВЕННЫЕ АЭРОДРОМНЫЕ ПОКРЫТИЯ

Известно, что самолет, спроектированный для эксплуатации на аэродромах, имеющих искусственное покрытие, обладает более высокими технико-экономическими показателями по сравнению с самолетом, предназначенным для эксплуатации на грунтовых аэродромах. Расчеты показывают, что, например, для тяжелого самолета местных воздушных линий (на 50—75 пассажирских мест) при проектировании его для грунтовых аэродромов себестоимость перевозки увеличивается на 10—15% по сравнению с тем же самолетом, спроектированным для эксплуатации на бетонных ВПП. При этом срок службы самолета и двигателей на бетонном аэродроме примерно на 25% выше, чем на грунтовом. В то же время статистика показывает, что, например, в США из общего количества 10126 аэродромов и посадочных площадок только 250 аэродромов имеют ВПП с бетонным покрытием [62].

Наличие большого количества грунтовых аэродромов приводит к нарушению эксплуатации самолетов в периоды весенне-осенних распутиц. Характеристики искусственных покрытий, рекомендуемых для летных полос аэродромов МВЛ, и технико-экономические показатели некоторых вариантов искусственных покрытий с удельной прочностью  $E = 100 \dots 275$  кгс/см<sup>2</sup> приведены в табл. 2.2 [2].

Таблица 2.2

Основные характеристики некоторых типов аэродромных покрытий

Наименование покрытия	Толщина покрытия, см	Потребные материалы на 1 м <sup>2</sup>	Стоимость 1 м <sup>2</sup> в ценах до 1.1.69, руб.	Масса материала, кг
Грунтовое, из грунта оптимального состава, с поверхностной обработкой	18—20	Битум 1,7—2,2 кг Каменная мелочь 0,025 м <sup>3</sup> Песок 0,05 м <sup>3</sup> Гравий 0,1—0,14 м <sup>3</sup>	0,63—0,73	288—368
Грунтощебеночное, обработанное битумным вяжущим на глубину 6 см	16—18	Битум 6,0 кг Щебень 0,07—0,1 м <sup>3</sup>	1,34—1,54	230—312
Грунтощебеночное, с защитным слоем 4,5 см из черного щебня	14,5—16,5	Битум 4,5 кг Щебень 0,07—0,1 м <sup>3</sup>	2,10—2,40	240—320

Продолжение

Наименование покрытия	Толщина покрытия, см	Потребные материалы на 1 м <sup>2</sup>	Стоимость 1 м <sup>2</sup> в ценах до 1.1.69, руб.	Масса материала, кг
Грунтоцементное, с защитным слоем 4 см из мелкозернистого асфальтобетона	14—16	Асфальтобетон 0,04 м <sup>3</sup> Цемент 17—24 кг Битум 2 кг	1,91—2,10	117—124
Щебеночное, с защитным слоем 4 см из мелкозернистого асфальтобетона	16	Асфальтобетон 0,04 м <sup>3</sup> Щебень 0,12 м <sup>3</sup> Битум 2,0 кг	3,0—3,4	260
Бетонное монолитное с битумной подгрунтовкой, на песчаном слое 10 см	22—24	Битум 0,5 кг Бетон 0,14 м <sup>3</sup> Песок 0,1 м <sup>3</sup>	2,34—3,70	445—495
Железобетонное, из сборных ребристых плит размером 3,0×2,0×0,14 м	14	Битумная мастика для заливки швов 0,5 кг Сб. железобетон 0,025 м <sup>3</sup>	5,60	170—215

#### 2.5. ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ СПЕЦИАЛЬНЫХ АЭРОДРОМОВ ДЛЯ СКВП

Появление летательных аппаратов короткого взлета потребовало разработки посадочных площадок для их эксплуатации, которые в настоящее время создаются либо для разгрузки крупных аэропортов, как например, взлетно-посадочная полоса для СКВП в аэропорту Логан-Бостон (рис. 2.2), либо для ускорения доставки пассажиров непосредственно из города, как например, посадочные площадки для СКВП в Лос-Анжелосе, Нью-Йорке, Сан-Луисе и Хьюстоне, расположенные на крышах нежилых зданий. В последнем случае обеспечивается идеально ровная поверхность ВПП, достаточное для снижения уровня шума удаление площадки от жилой зоны, а также не требуется специального земельного участка, найти который в центре города не всегда возможно. По разработанному проекту одна из посадочных площадок в Нью-Йорке будет расположена на крыше девятиэтажного здания, в трех верхних этажах которого будут размещены помещения для технического обслуживания СКВП и посадки пассажиров. Полностью заправленный самолет при помощи специальных лифтов будет подниматься на летное поле. Этот аэродром должен иметь две ВПП длиной 670 м с двумя концевыми полосами безопасности (КПБ) длиной по 30 м [64].

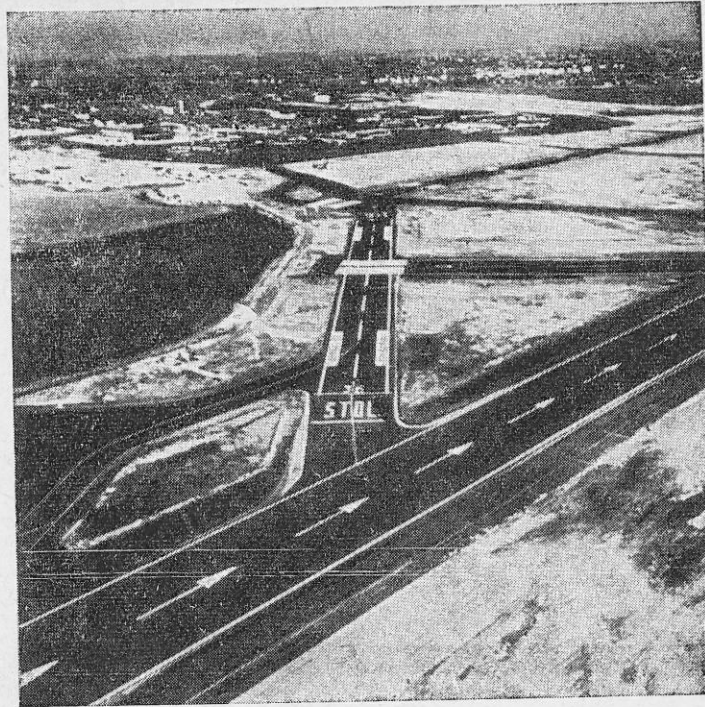


Рис. 2.2. Посадочная площадка СКВП (STOL) в аэропорту Логан/Бостон (США)

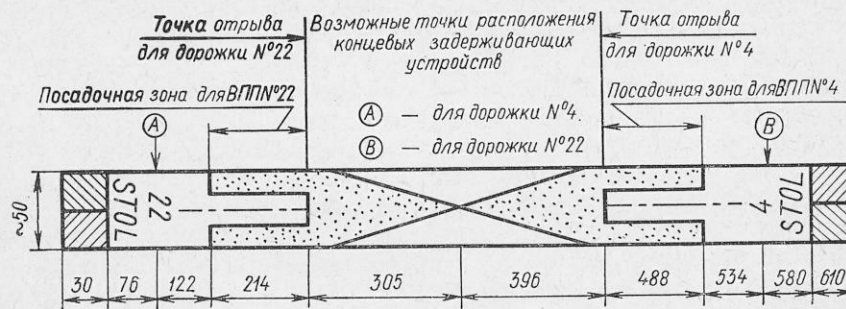


Рис. 2.3. Разметка ВПП для СКВП, рекомендуемая FAA

В настоящее время за рубежом разработаны основные технические требования к аэропортам для самолетов КВП/ВВП [55]:

- угол наклона глissады 15—25°;
- радиус зоны шумового ограничения 1200 м;
- уровень шума на расстоянии 150 м не должен превышать 90—95 PндБ;
- аэродром должен иметь удобные подъезды для городского транспорта со всех направлений;
- должен быть доступен для окружающего населения в количестве 0,5 млн. человек в течение 30 мин;
- строительство из расчета: 1 аэропорт на 2,5 млн. человек.

Основные размеры и разметка ВПП приведены на рис. 2.3. Расположение зоны отрыва выбрано из условия полного торможения СКВП в пределах ВПП в случае прекращения взлета при каком-либо отказе, что иллюстрируется расчетом, приведенным в табл. 2.3.

Таблица 2.3

Расстояния, проходимые СКВП при отказе двигателя

Событие	Расстояние, проходимое СКВП от края ВПП, м
Принято решение о прекращении взлета	210
Включение тормозных устройств в течение 2 с при скорости 140 км/ч	286
Торможение с замедлением 0,333 g	320
Включение концевого задерживающего устройства	525
Пробег СКВП при торможении с помощью задерживающего устройства	600

Вероятность возникновения неблагоприятной ситуации определялась по результатам летных испытаний СКВП при максимально допустимой скорости над границей ВПП, причем полная длина летной полосы выбрана при одновременном действии нескольких неблагоприятных факторов [57].

Максимальная расчетная продолжительность интервала времени от одной посадки СКВП до другой, между которыми выполняется взлет, состоит из следующих этапов [54]:

средняя продолжительность взлета	16 с
запас времени при взлете	19 »
общее время занятости ВПП при взлете	35 »
средняя продолжительность посадки	32 »
запас времени при посадке	23 »
общее время занятости ВПП при посадке	55 »
полный интервал движения	90 »



В настоящее время при посадках самолетов типа Б-707 между ними выдерживаются интервалы, равные 5,5 км (1,3 мин), а между самолетами типа Б-747 — интервалы 9,2 км (2,2 мин). Интервалы при взлете зависят от того, следуют ли самолеты после взлета по расходящимся траекториям или по одному маршруту. Обычно в практике УВД применяют интервалы в 1 мин между самолетами Б-707 и 2 мин — между Б-747. Расчеты показывают, что эти значения с достаточной достоверностью могут быть приняты для СКВП вместимостью 100 и 400 пассажиров соответственно. Для СКВП на 180—200 пассажиров интервал при взлете принимается равным 90 с. При этом общее количество движений СКВП через ВПП при чередовании взлетов между посадками может достигать 70 взлето-посадок в 1 ч.

## 2.6. ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К АЭРОПОРТАМ ДЛЯ СКВП

Вопрос о применении на внутренних линиях СССР самолетов короткого взлета вместе с вопросом о развитии для них аэропортов целесообразно рассматривать с двух позиций, что связано с территориальными и демографическими особенностями страны.

Как показано в гл. 1, с одной стороны, в СССР имеется ряд густонаселенных районов с большим количеством крупных городов, между которыми существуют интенсивные потоки авиапассажиров; с другой, — огромные пространства Крайнего Севера, Сибири и Дальнего Востока с малой плотностью населения и сравнительно слабо развитыми авиaperевозками пассажиров и грузов, но где самолет является практически основным транспортным средством.

Наличие в стране двух указанных типов зон, по-видимому, требует различных типов аэропортов для СКВП.

Аэропорты первого типа — это аэродром или взлетно-посадочная площадка внутри жилых районов крупных городов, основным назначением которых является уменьшение времени доставки пассажиров «от двери до двери». Вследствие расположения внутри городских районов такие аэропорты могут обладать лишь ограниченной длиной ВПП и линия ограничения препятствий должна проходить под крутым углом. Самолеты СКВП, эксплуатируемые на этих аэродромах, должны удовлетворять помимо указанных условий также весьма жестким требованиям по шуму. Покрытия ВПП этих аэродромов должны быть твердыми и высокого качества.

Существует много возможностей развития таких аэропортов на старых аэродромах, существовавших ранее внутри городских черт, такие как Центральный аэропорт в Москве, аэропорт Жуляны в Киеве и др. Эти аэропорты могут быть дополнительно использованы для доставки авиапассажиров в основные аэропорты, удаленные из городской черты.

В настоящее время в СССР более актуален вопрос об аэропортах для СКВП второго типа, создаваемых в удаленных и слаборазвитых районах. Здесь необходимо рассчитывать на ВПП с покрытиями

низкого качества или без покрытия, в том числе при прочности грунта не выше 3 кгс/см<sup>2</sup> при наличии снега и грязи. Самолеты КВП, рассчитанные на такие условия эксплуатации, наряду с высокой проходимостью должны обладать низкими (порядка 100—120 км/ч) взлетно-посадочными скоростями по условиям безопасности разбега и пробега. По этим причинам в этих районах возможно также применение летательных аппаратов вертикального взлета с малыми скоростями истечения воздушной струи (вертолеты, вертолеты-самолеты), так как весьма желательным является малая длина ВПП в целях облегчения и дешевизны их устройства и содержания при наличии ограниченных пассажиропотоков.

Для аэропортов этого типа могут быть существенно ослаблены требования по крутизне линии ограничения препятствий, а также к уровню шума эксплуатируемых на них самолетов.

Таким образом, на основании приведенных данных можно сделать следующие выводы:

Наибольшее количество аэродромов (около 90%) как в СССР, так и в США имеет длины летных полей от 500 до 700 м; СКВП, требующий для эксплуатации длину летного поля 600 м, позволяет охватить свыше 80% всех аэродромов.

Большинство магистральных аэродромов (до 80%) удалено от центра города на расстояние до 30 км при среднем времени доставки пассажира в аэропорт около 60 мин, что соответствует средней скорости наземного транспорта около 27 км/ч; аэродромы МВЛ в

Таблица 2.4  
Основные технические требования к аэродромам для СКВП/СВП за рубежом

Показатель	Единица измерения	Характеристика
Длина ВПП	м	450 — 670
Длина летной полосы	м	ВПП + 60
Минимальная ширина ВПП	м	45
Угол наклона глиссады	град	15—25
Уровень шума на расстоянии 150 м	PNдБ	90—95
Радиус зоны шумового ограничения	м	1200—1600

основном удалены от города на расстояние до 3 км, причем на равных удалениях расположено больше аэродромов с меньшими длинами летных полей главным образом вследствие большей вероятности нахождения площадки требуемого размера вблизи города.

Специальные аэродромы для эксплуатации СКВП строятся за рубежом в основном для разгрузки крупных аэродромов; имеются проекты строительства подобных аэродромов в черте города на крышах зданий или на водной поверхности. Основные требования к указанным аэродромам приведены в табл. 2.4.

### Глава 3. ОГРАНИЧЕНИЯ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СКВП ПО УСЛОВИЯМ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ

Одной из главных проблем гражданской авиации является повышение безопасности полетов, особенно на этапах взлета, захода на посадку и посадки, поскольку, как показывает статистика, именно на этих режимах происходит более половины всех аварий и катастроф.

Эксплуатация СКВП, совершающего частые полеты над городом на небольшой высоте, требует установления для него высокого уровня безопасности, так как в случае катастрофы в зоне жилой застройки опасности подвергаются не только пассажиры данного самолета, но и городское население. Предварительные оценки показывают, что если для самолета короткого взлета будет достигнут уровень безопасности, соответствующий обычному самолету (с учетом времени поступления СКВП на эксплуатацию), то он будет достаточен для выполнения специфических функций самолетов КВП/ВВП.

Одним из принципиальных отличий летательных аппаратов короткого и вертикального взлета от обычного самолета является использование тяги находящихся на борту силовых установок для создания дополнительной подъемной силы при малых скоростях полета. Поэтому возможность широкой эксплуатации СКВП/СВВП в гражданской авиации зависит прежде всего от решения новых проблем обеспечения безопасности полета, связанных с указанной особенностью СКВП/СВВП, в частности:

— синхронизации работы устройств для создания большой подъемной силы и парирования возникающих сил и моментов при отказе одного из них;

— обеспечения устойчивости и управляемости летательного аппарата при движении по более крутой траектории взлета и посадки (для СВВП — вертикального полета) с меньшей скоростью, чем у обычного самолета;

— создания более совершенных конструкций, агрегатов и систем, надежность которых значительно выше существующих;

— обеспечения нормальной работы экипажа СКВП/СВВП в условиях большого объема поступающей информации и дефицита времени для принятия решений.

Основным документом, определяющим возможность безопасной эксплуатации летательного аппарата, являются «Нормы летной годности», содержащие детальные требования к его летным и маневренным характеристикам на всех режимах полета. Национальные «Нормы летной годности», которые в настоящее время имеют СССР (НЛГС-2), США (FAR), Великобритания (BCAR), Австралия и Франция, в основном соответствуют требованиям и рекомендациям ИКАО к летной годности гражданских самолетов (Приложение 8 к Чикагской Конвенции), в которых отражен опыт летных испытаний, эксплуатации и расследования летных происшествий современных пассажирских самолетов.

Самолет КВП, имеющий существенные отличия от обычных самолетов на взлетно-посадочных режимах, требует в этой части доработки НЛГ, что затрудняется отсутствием систематической информации по летным испытаниям различных типов указанных летательных аппаратов.

В связи с ожидаемым появлением СКВП на регулярных воздушных линиях, FAA (США) разработаны первоначальные НЛГ для транспортных самолетов ВВП/КВП (1967 г.) и «Временные нормы летной годности транспортных самолетов с системой увеличения подъемной силы», опубликованные FAA в 1970 г. [60, 77].

#### Взлет

Взлетом называется движение самолета от момента срагивания на линии старта до момента выхода на высоту 400 м над уровнем ВПП. Полная взлетная дистанция охватывает этап разбега и четыре этапа начального набора высоты [32]:

1-й этап — набор высоты с момента отрыва самолета до момента набора высоты 10,7 м с одновременным достижением скорости не менее безопасной скорости взлета  $V_2$ ;

2-й этап — набор высоты от 10,7 м до высоты, на которой достигается скорость начального набора высоты с выпущенной механизацией;

3-й этап — набор высоты 120 м с выпущенной механизацией крыла;

4-й этап — набор высоты от 120 до 400 м с одновременным увеличением скорости полета и уборкой механизации.

Так же как и для СОВП, у СКВП сохраняются понятия о нормальном, продолженном и прерванном взлете с отказом одного критического двигателя при критической скорости взлета.

Рассмотренной схеме взлета соответствуют следующие основные скорости:

$V_{\min \text{э}}$  — минимально эволютивная скорость, при которой можно восстановить управление самолетом и сохранить прямолинейное движение при внезапном отказе критического двигателя. При этом не должны возникать какие-либо явления, недопустимые из условий обеспечения безопасности полета и комфорта для пассажиров;

$V_1$  — скорость принятия решения — наибольшая скорость разбега самолета, при которой в случае отказа критического двигателя возможно как безопасное прекращение, так и безопасное продолжение взлета;

$V_{\text{отр}}$  — скорость отрыва — скорость самолета в момент разъединения его основных опорных устройств с поверхностью ВПП по окончании разбега при взлете;

$V_2$  — безопасная скорость взлета, достигаемая на высотах не более 10,7 м над уровнем ВПП; выбирается из условия обеспечения нормируемых градиентов набора высоты на втором этапе взлета;

$V_3$  — скорость начала изменения положения механизации на участке начального набора высоты;

$V_4$  — скорость начального набора высоты в конце полной взлетной дистанции.

Кроме того, нормируются также следующие скорости:

$V_{п.ст}$  — скорость подъема передней стойки шасси;

$V_c$  — скорость сваливания;

$V_{min \text{ эр}}$  — минимально эволютивная скорость разбега;

$V_{min \text{ эв}}$  — минимально эволютивная скорость взлета.

Помимо ограничений скорости траектория полного взлета строится в соответствии со следующими общими требованиями:

— потребные длины разбега (ПДР) и дистанция взлета (ПДВ) должны выбираться как большие из указанных ниже величин [32]:

а) при нормальном взлете

$$L_{ПДР} = 1,15(L_p + 1/2L_{(H=10)}); L_{ПДВ} = 1,15L_{взл};$$

б) при продолженном взлете, когда отказ критического двигателя распознается в точке принятия решения

$$L_{ПДР} = L_p + 1/2L_{(H=10)}; L_{ПДВ} = L_{прод.взл};$$

$L_{ПДВ}$  — потребная дистанция прерванного взлета представляет собой сумму следующих трех величин:

а) длины разбега с нормально работающими двигателями — от момента старта до отказа критического двигателя;

б) длины участка разгона самолета с неработающим критическим двигателем до момента достижения скорости принятия решения  $V_1$ ;

в) длины участка торможения с применением всех средств торможения — от скорости принятия решения  $V_1$  до полной остановки самолета;

— начало уборки шасси должно производиться на высотах не менее 3—5 м над уровнем ВПП;

— изменение положения органов механизации крыла допускается на высотах не менее 120 м;

— средства гашения скорости (торможение колес шасси, включение реверса тяги, выпуск интерцепторов и т. п.) и увеличения тяги двигателей (чрезвычайный режим) при отсутствии автоматических устройств для их включения должны применяться не ранее чем по прошествии предельного времени реакции членов экипажа  $T_p \geq 3$  с с момента отказа критического двигателя;

— параметры воздушной части траектории определяются в предположении, что влияние земли проявляется до высоты, равной размаху крыла самолета;

— все указанные выше требования должны выполняться при эксплуатации самолета при неблагоприятных метеорологических условиях (влажных, залитых водой, покрытых слякотью, заснеженных и обледеневших ВПП);

— требования к взлетным характеристикам должны выполняться во всех эксплуатационных условиях при максимально допустимой взлетной массе самолета.

Приведенные выше требования по взлетным характеристикам относятся к самолетам с обычным взлетом, однако для СКВП в них должны быть внесены некоторые коррективы. Одним из наиболее очевидных факторов, оказывающих влияние на определение летной годности СКВП, является значительная дополнительная подъемная сила, создаваемая на малых скоростях полета силовой установкой, что делает неприемлемой идею расчета эксплуатационных скоростей по скорости срыва, обеспечиваемой только аэродинамическими средствами — крылом и его механизацией.

Принятые в Нормах для СОВП запасы скорости при взлете (например, безопасная скорость взлета  $V_2$  в 1,15—1,2 раза больше скорости срыва и в 1,1 раза больше, чем минимальная эволютивная скорость взлета) обеспечивают самолету возможность уменьшения скорости и сохранения управляемости по всем трем осям при отказе критического двигателя и случайных возмущениях атмосферы, гарантируют запас подъемной силы для создания требуемой перегрузки при маневре в вертикальной плоскости. Наличие дополнительной подъемной силы у СКВП/СВВП создает ситуацию, когда скорости отрыва и взлета могут быть меньше, чем скорости сваливания и эволюций у того же самолета, эксплуатируемого без дополнительных силовых установок или влияния маршевых СУ на аэродинамические характеристики крыла и механизации.

Поскольку в настоящее время не имеется достоверных и систематизированных фактических данных по результатам летных испытаний СКВП/СВВП, нельзя дать точные числовые значения предельных запасов скорости для рассматриваемого класса летательных аппаратов.

Требования к взлетным дистанциям для СОВП содержат три основных момента:

— учитывают изменения характеристик и возможные погрешности, связанные с превышением скорости при взлете, что выражается в увеличении расчетной взлетной дистанции на 15%;

— учитывают погрешности, связанные с занижением скорости; минимальная скорость отрыва на 15% меньше безопасной скорости взлета, а к длине разбега добавляется половина длины при наборе высоты 10 м;

— содержится требование определять дистанцию продолженного взлета, если при скорости  $V_1$  отказывает критический двигатель.

Очевидно, что последнее требование целиком справедливо и для СКВП, в то время как два первых требования нуждаются в уточнении. В частности, поскольку укороченные взлетные дистанции достигаются за счет уменьшения скорости отрыва, чувствительность самолета КВП к внешним воздействиям, которая выражается в изменении взлетной дистанции, отличается от чувствительности обычного самолета, так как дополнительные скорости, обусловленные

порывами ветра, при равных условиях будут составлять больший процент от скорости отрыва.

Следовательно, при заданном уровне характеристик СОВП и СКВП для последнего увеличение взлетной дистанции в процентах будет более высоким.

Факторы, оказывающие влияние на дистанции прерванного взлета для СКВП, в сущности, не отличаются от факторов для обычных транспортных самолетов, однако повышенная тяговооруженность СКВП изменяет условия эксплуатации летательных аппаратов данного класса, что должно учитываться при определении дистанций прерванного взлета и согласования их с возможностями аэропортов. Прежде всего при большем ускорении решающее значение приобретает фактор времени запаздывания (предельного времени реакции членов экипажа), особенно в моменты достижения скорости  $V_1$  и отрыва СКВП. Поскольку промежуток времени от начала разбега до момента достижения скорости  $V_1$  будет очень малым (порядка 8—10 с), то возникают две проблемы:

— как показывает опыт, наибольшее число отказов двигателей происходит в начальный момент разгона, так что вероятность отказа двигателей в первые несколько секунд гораздо выше, чем спустя 15—20 с, т. е. в момент, когда обычно достигается скорость  $V_1$  у самолета обычного типа;

— вследствие высокого уровня шума и опасности засасывания различных предметов в двигатель (при наличии подъемных двигателей) невозможно при полной тяге удерживать СКВП на тормозах, и, следовательно, оценить, развивают ли все двигатели полную тягу; в случае СОВП эта оценка делается пилотом во время разбега до достижения скорости  $V_1$  и у него остается достаточный запас времени, чтобы прервать взлет при отрицательном результате.

Указанные обстоятельства могут привести к тому, что у СКВП прерванные взлеты будут более частым явлением, поскольку кроме отказов двигателя будут иметь место прекращения взлета вследствие падения тяги на одном из двигателей. Одним из путей решения этой проблемы является разработка систем и методов проверки величины полной тяги при неполностью открытом дросселе.

Важным фактором, обеспечивающим высокий уровень эксплуатационной безопасности СКВП, является возможность использования колесных тормозных устройств, реверса тяги и аэрофинишеров на ВПП. Эффективность применения указанных систем для СКВП существенно повышается вследствие низких скоростей взлета и посадки.

Таким образом, прерванный взлет СКВП имеет особенности, которые должны найти отражение в соответствующих разделах НЛГ. Можно предположить, что требования к дистанциям прерванного взлета будут более строгими, чем в настоящее время, однако серьезность этих требований должна соизмеряться с возможностями всех тормозных устройств, имеющихся как на самолете, так и в

аэропорту. Кроме того, кратковременность процесса взлета СКВП и, возможно, необходимость создания очень больших углов тангажа при отрыве потребуют, по-видимому, создания систем, обеспечивающих автоматизацию этого процесса и, следовательно, разработки требований и норм на автоматическую систему взлета и посадки.

Крейсерский полет. Полетная конфигурация СКВП известных схем практически мало отличается от СОВП, поэтому основные положения НЛГС для данного режима движения могут быть применимы и для СКВП.

Скорость полета по маршруту должна удовлетворять следующим требованиям:

— быть не менее  $1,30 V_{с1}$ ;

— обеспечивать выполнение требований к устойчивости и управляемости самолета, безопасности полета на рабочих высотах при требуемых дальностях.

Как при нормальной работе двигателей, так и в полете с одним или двумя отказавшими критическими двигателями эта скорость должна быть не менее скорости, обеспечивающей выполнение требований к градиентам набора высоты на последнем этапе полной взлетной дистанции и в полете по маршруту.

Посадка и уход на второй круг. Полная посадочная дистанция  $L_{пш}$  — расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с момента входа в глиссаду на высоте 400 м над уровнем ВПП до момента его полной остановки после пробега.

Посадочная дистанция  $L_{пос}$  — расстояние по горизонтали, проходимое самолетом с минимальной высоты принятия решения об уходе на второй круг ( $H_1=15$  м) до его полной остановки после пробега.

Посадке соответствует следующая номенклатура основных скоростей:

$V_{з.п}$  — скорость захода на посадку;

$V_{в.к}$  — скорость пересечения входной кромки ВПП;

$V_{п}$  — посадочная скорость — скорость самолета в момент касания основными его опорными устройствами поверхности ВПП.

Кроме того, при посадке нормируются также скорости, аналогичные взлетным: минимальные эволютивные, сваливания, максимально допустимые в данной полетной конфигурации и др.

Кроме ограничений скорости при посадке должны быть выполнены следующие основные требования:

— потребная посадочная дистанция при сухой ВПП должна определяться делением фактической посадочной дистанции на коэффициент 0,6 (для посадки на основной аэродром);

— в качестве потребной посадочной дистанции при влажной ВПП должна приниматься потребная посадочная дистанция при сухой ВПП, умноженная на коэффициент 1,15;

— фактическая посадочная дистанция представляет собой длину горизонтальной проекции траектории движения самолета при посадке на горизонтальную ВПП с высоты 15 м над уровнем ВПП до полной его остановки;

— должен обеспечиваться безопасный уход на второй круг при заходе на посадку с одним неработающим критическим двигателем (при максимально допустимом посадочном весе) с высоты принятия решения  $H_1$  таким образом, чтобы при этом гарантировались требуемые запасы высоты над линией ограничения препятствий и величины градиента (угла) набора высоты;

— минимальный зазор между самой низкой точкой самолета и поверхностью ВПП в процессе ухода на второй круг должен составлять не менее 5 м;

— начиная с момента прохождения высоты 15 м и до момента, принимаемого не ранее чем через 2 с после касания самолета, должна сохраняться неизменной посадочная конфигурация самолета (за исключением случаев автоматического изменения конфигурации самолета);

— выполнение захода на посадку и посадки во всех эксплуатационных условиях не должно требовать особого мастерства или напряжения экипажа;

— установившееся снижение на участке захода на посадку со скоростью не менее  $1,3 V_{с1}$  должно производиться с высоты не менее 120 м и до высоты 15 м над уровнем ВПП в точке ожидаемого касания самолета;

— посадка должна производиться без чрезмерных вертикальных ускорений и должна быть легкой, с вертикальной скоростью снижения самолета непосредственно перед касанием земли не более примерно 1,5 м/с, без появления тенденции к повторному взмыванию, капотированию, рысканию и другим нежелательным явлениям;

— торможение колес шасси должно начинаться только после касания самолета; при этом не должны использоваться средства аварийного торможения.

Проблемы, связанные с посадочными характеристиками СКВП, во многом сходны с аналогичными проблемами для существующих самолетов, однако, как и в случае прерванного взлета, требуется учет новых факторов, связанных с особенностями самолета короткого взлета. Прежде всего, существенным моментом в эксплуатации СКВП является необходимость выполнения посадки по крутой траектории, поскольку при сооружении посадочных площадок для СКВП на ограниченной площади следует считаться с требованиями снижения уровня шума и наличием препятствий вблизи площадки.

Крутые глиссады снижения предопределяют и другие аспекты, связанные с эксплуатацией самолетов КВП, а именно необходимость иметь достаточно большие запасы скорости для обеспечения требуемой перегрузки при выравнивании, но при скорости, кото-

рая в абсолютном исчислении меньше, чем у обычного самолета; наличие возможностей у летательного аппарата обеспечить требуемые углы снижения и соответствующую тренировку пилотов, которые испытывают затруднения при снижении по траектории с большими углами наклона и т. п.

## Глава 4. ПРОБЛЕМЫ АВИАЦИОННОГО ШУМА

При взлете, наборе высоты, заходе на посадку и пробеге каждый самолет создает в окрестности аэропорта характерный «шумовой след», размеры которого зависят от акустических характеристик двигателей и летных данных самолета. Анализ показывает, что «шумовой след» СКВП будет по площади в 30—40 раз меньше, чем «след» современного реактивного самолета. Поэтому эксплуатация СКВП на существующих крупных аэродромах не создаст серьезной проблемы с точки зрения шума, однако этот фактор становится одним из главных препятствий в осуществлении связей между центрами крупных городов при эксплуатации СКВП на небольших аэродромах или специальных площадках, расположенных в городской черте.

В этом случае можно ожидать, что реакция населения, ранее не подвергавшегося воздействию авиационного шума, будет отрицательной, если этот шум будет превышать существующий на местности уровень на значительную величину.

### 4.1. ОСНОВНЫЕ ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Громкость и беспокоящее действие шума могут оцениваться различными показателями, основанными на том, что ухо человека более чувствительно к шуму на определенных частотах, прежде всего в диапазоне от 3000 до 4000 Гц (рис.

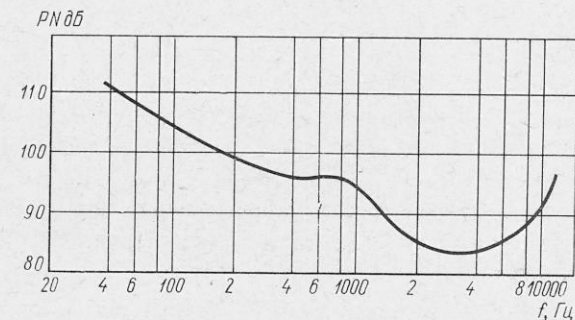


Рис. 4.1. Кривая равнозначного шума на различных частотах

4.1). Например, для уха человека шум в 100 дБ на частоте 100 Гц является таким же беспокоящим, как шум в 80 дБ на частоте 400 Гц.

Одним из критериев оценки уровня шумности авиационной техники с учетом дифференциального восприятия человеком шума различных частот является уровень воспринимаемого шума PNL (Perceived Noise Level) реактивного самолета в третьооктавных диапазонах, который был введен в 1967 г. нормами FAA США

для сертификации новых самолетов. Вычисление PNL производится по формуле [75]:

$$PNL = 40 + 33,3 \lg \left\{ n_{\max} + 0,15 \left[ \sum_{i=1}^{24} n_i - n_{\max} \right] \right\}, \quad (4.1)$$

где  $n_{\max}$  — наибольшее значение коэффициента раздражения в полном октавном диапазоне;  $n_i$  — величина  $n$  в  $i$ -м диапазоне.

Уровень воспринимаемого шума PNL равен уровню звука сравнения, который оценивается слушателем как одинаково неприятный с данным шумом от 910 до 1090 Гц.

Поскольку шумность измеряется в логарифмической шкале, изменение шума на 5 PNdB эквивалентно увеличению шумности на 50%, на 10 PNdB — 100%, на 15 PNdB — 200% и т. д. На рис. 4.2 показана интенсивность шума различных источников в шкале PNdB.

PNdB

- 180 — < Ракетный двигатель (ближняя зона)
- 140 — < Ракетный двигатель на стенде
- 130 — < Самолет на старте, **болево́й порог**
- 120 — < Отбойный молоток (1 м)
- 110 — < Автомобильная сирена, вертолет, внутри самолета
- 105 — < **Требуемый уровень для СКВП/СВВП**
- 100 — < Грузовой автомобиль
- 90** — < Внутри вагона метро
- 80 — < Легковой автомобиль
- 70 — < **Среднее уличное движение**
- 60 — < Беседа без повышения голоса
- 50 — < Пишущая машинка
- 40 — < **Шум города ночью**, городская квартира
- 30 — < Шум листвы, тиканье часов
- 20 — < Тихий шёпот (1 м)
- 10 — < Шелест листвы
- 0 — < **Порог слышимости**

Рис. 4.2. Интенсивность шума источников с учетом субъективности его восприятия

На основе критерия PNL при сравнительных испытаниях винтовых самолетов был установлен предел шумности, равный 112 PNdB днем и 102 PNdB ночью на удалении 4 км от ВПП.

Как установлено, беспокоящее действие шума зависит также от продолжительности его воздействия и при данном уровне шума усиливается в присутствии дискретных тонов на определенных частотах. Поэтому стандарт ИКАО по шуму (Приложение 16 к Чикагской Конвенции ИКАО) и отечественный стандарт [41] основываются на эффективном уровне воспринимаемого шума EPNL (Effective PNL), выраженном в PNdB. Время воздействия шума в данном случае определяется как время звучания его верхних 10 PNdB. Методика расчета EPNLdB приведена в работах [1] и [41].

#### 4.2. ИСТОЧНИКИ ШУМА НА ЛЕТАТЕЛЬНОМ АППАРАТЕ КВП/ВВП

Независимо от схемы СКВП/СВВП, основными источниками шума являются элементы силовых установок: воздухозаборники, выхлопные устройства, воздушные винты, вентиляторы и несущие винты.

Шум ДТРД создается двумя основными источниками: турбулентностью при смешении выхлопной струи с наружным воздухом и вихревыми течениями от работающих лопаток турбокомпрессора. Шум от горения топлива в камере сгорания, турбины и вспомогательных агрегатов незначителен и маскируется шумом основных источников. Широкополосный шум от выхлопной струи охватывает большой диапазон частот, причем основная часть звуковой энергии приходится на низкие частоты («рев») и распространяется назад под углом  $45^\circ$  к оси струи.

Этот шум увеличивается после пролета самолета и достигает максимума, когда задняя доля шумового спектра воспринимается наблюдателем на земле.

Шум от компрессора, турбины и вентилятора также является широкополосным, но, как правило, содержит отдельные дискретные тоны с достаточно высокой концентрацией звуковой энергии, обычно приходящейся на высокие частоты («вой»). Шум от компрессора распространяется вперед через воздухозаборник и содержит доминирующие чистые тоны, которые являются преобладающими при заходе на посадку. На режиме полной тяги этот шум маскируется шумом от выхлопной струи. Распространение шума турбины, содержащего дискретные тоны, ограничивается первичным реактивным соплом и также маскируется шумом выхлопной струи.

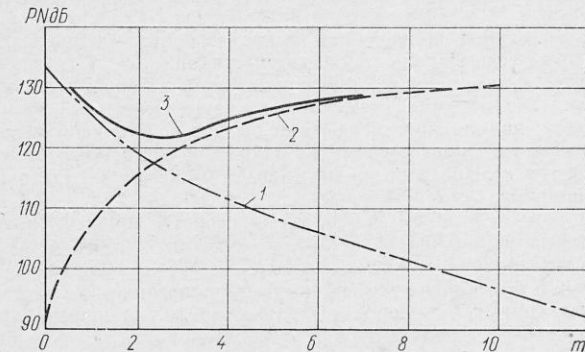


Рис. 4.3. Источники шума ДТРД:

1—шум реактивной струи; 2—шум вентилятора; 3—суммарный шум

Известно, что уровень шума выхлопной струи ТРД изменяется пропорционально  $v_c^8 d_c^2$  (здесь  $v_c$  — скорость струи и  $d_c$  — ее диаметр), в то время как тяга — пропорционально  $v_c^2 d_c^2$ . Следовательно, при данной тяге можно значительно уменьшить шум струи путем увеличения ее диаметра, что и достигается в двухконтурном двигателе (рис. 4.3). Видно, что шум струи с увеличением степени двухконтурности непрерывно уменьшается, но одновременно возрастает шум от вентилятора. В результате общий уровень шума ДТРД имеет номинальное значение при степени двухконтурности  $m=2,5 \dots 3,0$ , а затем возрастает в соответствии с ростом шума от вентилятора. Однако полученный минимум, как видно из сравнения рис. 4.3 и 4.2, значительно превышает допустимый для СКВП/СВВП уровень шума. Поскольку при больших степенях двухконтурности оптимальная величина степени повышения давления в вентиляторе снижается, то при  $m > 5-6$  необходимое сжатие воздуха в вентиляторе может быть обеспечено в одной ступени. Однако даже одноступенчатый вентилятор обычной схемы создает на выходе шум, превышающий 120 PNdB.

Шум ТВД оказывает существенно меньшее раздражение, чем ДТРД, однако проблема его снижения также актуальна, поскольку винтовые самолеты, как правило, базируются в аэропортах МВЛ, расположенных очень близко к населенным пунктам.

Основными источниками шума турбовинтовых самолетов являются винт и выхлопная струя ТВД, который имеет в основном высокочастотный спектр и определяется теми же зависимостями, что и шум струи ДТРД. Шум остальных источников незначителен, и его практически можно не учитывать.

Шум воздушного винта является сложным по своей структуре. При вращении винта образуется сплошная вихревая пелена, которая служит источником вихревого шума. Кроме того, лопасти при вращении могут проходить вблизи

каких-либо элементов конструкции самолета, что также вызывает низкочастотный шум. Максимум излучения шума направлен приблизительно на  $30^\circ$  назад от плоскости вращения винта.

Спектр шума винта имеет гармоническую структуру, дискретные частоты которого кратны произведению числа оборотов в секунду  $n_c$  на число лопастей  $n_l$ :

$$f_m = mn_c n_l, \quad (4.2)$$

где  $f_m$  — частота  $m$ -й гармоники.

Гармоническая составляющая, которую обычно называют шумом вращения, состоит из двух частей:

- силовой, обусловленной воздействием на среду стационарных аэродинамических нагрузок — сил тяги и момента на валу винта;
- объемной, вызванной вытеснением лопастного объема среды, равной объему лопасти, который затем вновь заполняется средой.

Вихревой шум имеет сплошной спектр, поскольку сечения лопастей обтекаются с различными скоростями. Интенсивность звука, который возникает в момент срыва вихрей с задних кромок сечений лопастей, при использовании современных аэродинамических профилей мала, и уровень вихревого шума незначителен, однако максимум его приходится на диапазон 4000—5000 Гц, в котором ухо человека имеет наибольшую чувствительность (см. рис. 4.1).

На взлетном режиме работы винта, когда сечение лопасти обтекает при больших углах атаки, возможен срыв потока, особенно при малых окружных скоростях. При этом уровень шума может быть на 10—15 дБ выше, чем при безотрывном обтекании. С увеличением скорости эта составляющая исчезает.

Основными факторами, влияющими на шум винта, являются окружная скорость и число лопастей. С увеличением окружной скорости и уменьшением числа лопастей при тех же аэродинамических нагрузках на винт уровень шума вращения увеличивается, а спектр шума винта сдвигается в область высоких частот.

Увеличение диаметра винта при  $N_{расп} = \text{const}$ ;  $\omega R = \text{const}$  несколько уменьшает уровень шума, однако если при этом существенно уменьшится расстояние между концами лопасти и обшивкой фюзеляжа, то уровень шума внутри самолета может возрасти.

Уровень шума высших гармоник можно уменьшить за счет увеличения ширины лопастей и применения профилей с более равномерным распределением нагрузки по хорде; при этом можно достигнуть снижения общего уровня шума на 3—4 дБ, а уровня шума высших гармоник на 5—12 дБ. Некоторое влияние на шум оказывает форма конца лопасти; прямоугольные концы создают несколько больший шум, чем закругленные.

Шум несущих винтов во многом сходен с шумом винтов ТВД, но может быть причиной возникновения вторичных источников шума. Концевые вихри, сбегаящие с концов лопастей несущего винта, взаимодействуют с полем индуктивных скоростей под винтом, причем возможно такое положение (например, на режиме висения вертолета), что концевой вихрь от одной лопасти остается на некоторое время в плоскости вращения винта, а следующая лопасть пересекает его, вызывая дополнительные пульсации воздуха и, следовательно, шум. Это явление особенно заметно при больших нагрузках и окружных скоростях несущего винта.

Дополнительный шум от работающего несущего винта образуется из-за эффекта сжимаемости воздуха на наступающей лопасти с конечным числом  $M \geq 0,85$ . Время нарастания хлопка за счет сжимаемости больше, чем при возникновении хлопка из-за соударения лопастей с концевым вихрем, поскольку в процессе поджатия воздуха существенно меняется азимутальное положение лопасти.

Следует отметить, что оба рассмотренных выше явления наблюдаются приблизительно в одинаковых условиях и вопрос о доминирующем влиянии какого-либо из них на величину шума пока не решен. Создание несущих винтов для скоростных СВВП с низкими уровнями шума потребует, по-видимому, уменьшения окружных скоростей вращения и оборотов, причем для сохранения приемлемых характеристик винтов при малых окружных скоростях может быть рекомендовано увеличение числа лопастей, хотя при этом несколько возрастет масса несущей системы.

Шум подъемных вентиляторов. Вентиляторы, предлагаемые для установки в крыле СВВП, имеют значительно большее число лопастей по сравнению с несущими и воздушными винтами и работают при достаточно высоких окружных скоростях. В результате звуковые частоты шума вентиляторов попадают в слышимый диапазон и чистые шумовые тоны вентиляторов оказывают сильное раздражающее действие. Проблема снижения шума, излучаемого ПТВ, осложняется следующими факторами:

— для получения хороших характеристик СВВП на крейсерском режиме вентилятор должен иметь малые осевые размеры с минимальными зазорами между лопатками рабочего колеса и направляющего аппарата, что увеличивает шум взаимодействия;

— небольшая толщина крыла ограничивает применение звукопоглощающих облицовок;

— при наличии поперечного течения на входе в вентилятор (переходный режим полета СВВП) уровень широкополосного шума существенно возрастает (при скорости 45 м/с уровень шума возрастает на 10 дБ по сравнению с его уровнем при нулевой скорости [74]).

Шум подъемно-тяговых систем СКВП. Схемы основных ПТС, исследуемых в США по программе разработки экспериментального авиадвигателя с пониженным шумом и малыми выделениями вредных веществ, включают:

— эжекторное крыло с двигателем, имеющим  $m \sim 2,5$ ;  $\pi_b^* \sim 3,0$ ; высокое значение числа  $M$  во входном канале; проточную часть закрылка как регулируемую, так и нерегулируемую;

— закрылки с нижним обдувом и двигателем, имеющим  $m \sim 15$ ;  $\pi_b^* \sim 1,25$ ; вентилятор с регулируемыми рабочими лопатками, редуктор для передачи работы на вентилятор; лопасти вентилятора из композитных материалов;

— верхний обдув крыльев двигателем с  $m > 8$ ;  $\pi_b^* \sim 1,35$ ; с передачей мощности на вентилятор через редуктор.

Все указанные системы являются эффективным средством для снижения шума струи двигателя. В частности, применение эжектора в системе обдувки закрылков позволяет увеличить тягу на 20%, сместить максимум шума в область более высоких частот и уменьшить уровень шума двигателей на 15 дБ.

При использовании закрылков с внешним обдувом соударение струи газа с отклоненными закрылками приводит к возрастанию уровня шума, которое приблизительно пропорционально шестой степени скорости соударения струи с закрылком. Поэтому такая система наиболее эффективна при совместной работе с ТВД или ДТРД с большой степенью двухконтурности, когда составляющая шума взаимодействия струи закрылками незначительна и не влияет на общий уровень шума.

В третьей схеме благодаря защитному влиянию крыла обдув верхней поверхности является примерно на 8—10 дБ менее шумным, чем обдув нижней, но в этом случае спектр шума имеет пик на низкой частоте (примерно 100 Гц), что может вызвать вибрацию конструкции.

### 4.3. МЕТОДЫ БОРЬБЫ С АВИАЦИОННЫМ ШУМОМ

Снижение шума на современном этапе развития авиадвигателестроения достигается главным образом благодаря применению ДТРД с высокой степенью двухконтурности, для которых характерна низкая скорость истечения выхлопной струи, оптимизации осевых зазоров между лопатками в компрессоре, а также акустической обработки входных и выходных каналов двигателей.

Основные усилия по снижению шума первых самолетов с ТРД были направлены на снижение шума реактивной струи, скорость истечения которой на взлетном режиме достигала 600 м/с. В результате были разработаны шумозаглушающие сопла, например лепестковой или многотрубчатой конструкции с применением в ряде случаев эжекторных систем [1, 39]. Эти устройства обеспечивали снижение шума вследствие процесса смещения газовой струи с окружающим воздухом. При этом существенно снижался низкочастотный шум, а высокочастотный в ряде случаев даже возрастал. Например, при вдуве в газовую струю воздуха, отбираемого от компрессора, шум в диапазоне частот 100—5000 Гц уменьшается,

а при  $f \geq 5000$  Гц возрастает. Однако вклад энергии на этих частотах невелик и общий уровень звукового давления при отборе от компрессора около 2% воздуха снижается приблизительно на 4 дБ [1].

Следующим этапом было применение ДТРД с малой степенью двухконтурности, имеющих более низкую скорость истечения реактивной струи по сравнению с ТРД той же тяги. Например, применяемые на самолетах семейства ДС-8 и Боинг-707 двигатели имеют скорость истечения из первого контура около 490 м/с, что при прочих равных условиях снижает шум примерно на 8 дБ по сравнению со скоростью истечения 600 м/с. Дальнейшее снижение скорости струи на этих двигателях не дает ощутимого результата, так как при степени двухконтурности  $m \geq 3$  определяющим становится шум вентилятора (см. рис. 4.3), основными источниками шума в котором являются направляющий аппарат и концы вращающихся лопаток. Поэтому дальнейшее снижение шума ДТРД может быть достигнуто путем исключения направляющего аппарата и выбора сравнительно низких окружных скоростей с тем, чтобы поток на входе в вентилятор имел в относительном движении малые числа М.

В настоящее время степень двухконтурности маломощных двигателей достигает 10—20, что требует вводить в конструкцию таких двигателей для привода вентилятора специальный редуктор с передаточным отношением 2,5—4,0. В частности, по данным фирмы Гамильтон (США), применение в ДТРД вентилятора изменяемого шага с окружной скоростью 210—240 м/с позволило снизить общий уровень шума на 15 РнДб.

Шум вентилятора может быть существенно снижен при помощи звукопоглощающих покрытий. Наибольшее применение для этих целей находит резонансная облицовка, состоящая из пористого слоя, обращенного к потоку, и воздушного объема между пористым слоем и стенкой, разделенного сотовым наполнителем. Пористая поверхность выполняется в виде листового материала, имеющего однородную структуру вдоль всей поверхности и обладающего небольшим аэродинамическим сопротивлением. Этим требованиям удовлетворяет, например, перфорированный лист металла с прилегающей к нему густой металлической сеткой, а также металлический звукопоглощающий пористый материал «Фелтметалл», представляющий собой структуру беспорядочно сцепленных металлических волокон с удельным весом 5 кгс/м<sup>2</sup>.

#### 4.4. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ ПО ШУМУ

Ограничения по шуму на местности. Увеличение уровней шума в окрестностях современных аэропортов и недовольство этим проживающего вблизи населения является следствием быстрого роста парка гражданских самолетов, интенсивности их эксплуатации и продолжающимся приближением жилых массивов к границам аэропортов. Поэтому не случайно, что шум, создаваемый пассажирским самолетом на местности, является в настоящее время одной из его важнейших эксплуатационных характеристик. На международной конференции по снижению шума пассажирских самолетов отмечалось, что проблема снижения шума по важности и сложности решаемых вопросов является второй после обеспечения безопасности полетов [52]. На СКВП и СВВП в этом плане накладываются более жесткие ограничения по шуму на местности в связи с приближением ВПП этих аппаратов к населенным пунктам.

Известны следующие методы снижения шума самолетов на местности:

- создание маломощного самолета путем правильного выбора его силовой установки и аэродинамической схемы, определения оптимальной тяговооруженности и снижения шума двигателя;
  - применение специальных приемов пилотирования самолетов на взлетно-посадочных режимах;
  - строительно-планировочные мероприятия.
- Эксплуатационные приемы, направленные на снижение шума при взлете самолетов, включают:
- начальный набор высоты со значительным градиентом для обеспечения наибольшей высоты при подлете к заселенной местности;
  - перевод двигателей на более легкий режим работы при пролете населенных пунктов;

- выполнение разворотов в сторону от населенных пунктов;
- использование предпочтительных из условий шума ВПП;
- использование так называемых трасс минимального шума.

Снижение раздражающего воздействия шума достигается в этих случаях за счет увеличения расстояния между источником шума и населенными пунктами или сокращения количества пролетов над ними; в случае дросселирования — за счет уменьшения излучения источником. Специальные приемы техники пилотиро-

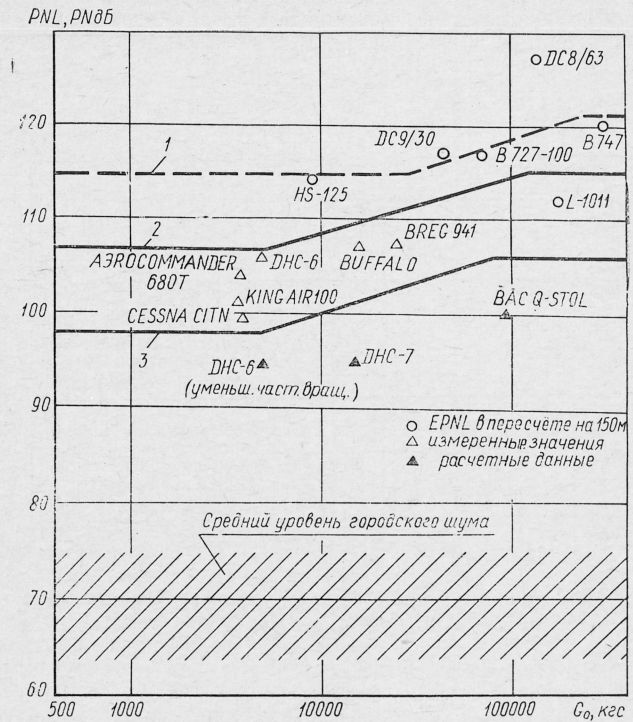


Рис. 4.4. Предлагаемые ИКАО нормы ограничения шума для СКВП на удалении 150 м от ВПП

1—требования Приложения 16 на удалении 150 м от ВПП (пересчет); 2—нормы 1973 г.; 3—нормы, предлагаемые для 1983 г.

вания должны быть доступны рядовым летчикам и не должны снижать безопасность полета до неприемлемого уровня, что было подчеркнуто в решениях специальной конференции ИКАО по шуму [61].

Нормы для допустимых уровней шума СКВП, рекомендуемые ИКАО (CAN/3) (рис. 4.4), регламентируют уровень шума в РнДб в заданных контрольных точках. Этот уровень не должен превышать допустимых значений для режимов набора высоты, снижения и взлета для самолетов с различными взлетными массами. Как следует из рис. 4.4, находящиеся в настоящее время в эксплуатации магистральные самолеты США практически не превышают заданной величины (115 РнДб), однако для самолетов КВП/ВВП нормируемый уровень шума существенно снижен.

Английские требования устанавливают допустимый уровень шума в 80—85 РнДб на расстоянии 450 м от самолета, что в целом согласуется с предложениями ИКАО. Указанные нормы по шуму в сочетании с возможностью выполнения крутых траекторий захода на посадку и набора высоты после взлета (до 7,5°)



позволяют ограничить площадь зоны повышенного шума размерами аэродрома (до 5—6 км<sup>2</sup>) (рис. 4.5), в то время как для самолета с обычным взлетом площадь воздействия интенсивного шума (90 РНдБ) существенно превышает размеры аэродрома и составляет величину от 20 до 70 км<sup>2</sup>.

Обсуждаемый в настоящее время в ИКАО проект норматива по шуму СКВП относится к винтовым СКВП со взлетной массой более 5,7 т, предназначенным для эксплуатации с ВПП при потребной дистанции взлета менее 600 м. Система нормирования соответствует принятой в Приложении 16 к Чикагской Конвенции ИКАО — шум нормируется в трех контрольных точках, характеризующих основные этапы полета; оценка шума производится в эффективных уровнях воспринимаемого шума, выражаемого в ЕРНдБ.

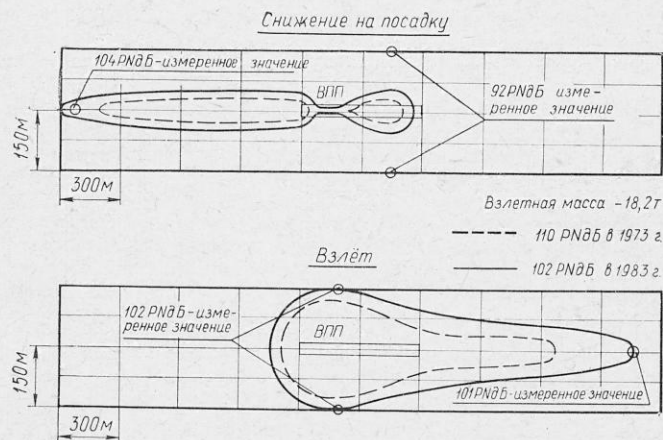


Рис. 4.5. Типичные кривые равных уровней шума, создаваемого СКВП

Положение контрольной точки, характеризующей взлет СКВП, выбрано таким образом, чтобы высота над ней составляла 200—300 м. Этому требованию удовлетворяет точка, расположенная по курсу взлета на удалении 1500 м от начала разбега. Замеры шума при снижении СКВП, когда высота полета составляет 120 м, соответствуют контрольной точке, удаленной от порога ВПП на 900 м (при длине ВПП, равной 600 м, точки контроля взлетного и посадочного шума совпадают). Шум сбоку ВПП при разбеге и пробеге СКВП с использованием реверса тяги измеряется в точке, расположенной на линии, параллельной оси ВПП, удаленной от нее на 250 м.

Шум во всех контрольных точках не должен превышать величины 96 ЕРНдБ для взлетных масс 17 т и менее. Этот предельный уровень изменяется линейно в соответствии с логарифмом взлетной массы СКВП на 2 ЕРНдБ при каждом удвоении массы вплоть до 104 ЕРНдБ для массы 272 т и более.

При сертификационных испытаниях СКВП должен иметь максимальные взлетную или посадочную массу. При взлете, начиная от начала разбега, не допускается уменьшение мощности двигателей или числа оборотов винта. При снижении или пробеге должна использоваться максимально допустимая тяга при включении реверса.

Наряду с уровнями шума в ЕРНдБ рекомендуется также представлять информацию о шуме СКВП в уровнях звука (в дБА), часто необходимой для сопоставления с уровнями шума самолетов других классов (в частности, легких винтовых самолетов) и построения зон ограничения застройки в окрестностях аэропортов из условий создаваемого шума (для ряда критериев суммарного воздействия шума в качестве исходных используются уровни, выраженные в дБА).

Не менее важной задачей для СКВП является ограничение пролетного шума, поскольку летательные аппараты этого класса будут эксплуатироваться в основном на малой высоте в густонаселенных районах. Проведенный ИКАО замер окружающего шума в различные время суток вблизи возможного расположения аэродрома СКВП в различных городах показал, что самолеты КВП будут, как ожидается, совершать полеты на местности со средними уровнями шума ниже 78—83 РНдБ и, вероятно, находящимся в диапазоне 63—73 РНдБ (см. рис. 4.4). Указанное обстоятельство потребует, по-видимому, установления для самолетов КВП/ВВП более жестких требований по шуму, чем те, которые регламентируются в настоящее время требованиями ИКАО.

Ограничения шума внутри летательных аппаратов. Для характеристики шума в кабине самолета часто пользуются приближенным критерием акустического комфорта, так называемым уровнем помех речи (УПР), который определяется как среднее арифметическое значение уровней шума в октавных полосах частот 600—1200; 1200—2400 и 2400—4800 Гц.

В настоящее время нет единых норм, регламентирующих уровни шума в кабинах самолета, однако в некоторых странах такие нормы действуют. Соответствующие им значения уровней шума приведены на рис. 4.6. Так, например, действующая в СССР норма устанавливает максимально допустимые уровни звукового давления в пассажирских кабинах летательных аппаратов при крейсерских режимах полета и распространяется на вновь разрабатываемые или модифицируемые конструкции самолетов и вертолетов. Для полетов малой продолжительности (менее 2 ч) нормально допускается повышение уровня шума на 5 дБ [1].

Максимальный суммарный уровень шума в кабинах современных турбовинтовых самолетов лежит в пределах 100—115 дБ; самолетов с ТРД 20—100 дБ, уровень помех речи 60—75 дБ. Общая толщина звукоизолирующей многослойной конструкции не превышает 90—100 мм, а суммарная поверхностная масса 3—4 кг/м<sup>2</sup> или 4—5 кг на каждого пассажира. Применение маломощных двигателей позволяют снизить массу звукоизоляции, что до некоторой степени компенсирует увеличение их массы. Например, уменьшение уровня шума ДТРД на 6 дБ позволяет снизить массу звукоизоляции вдвое при равном комфорте в кабине.

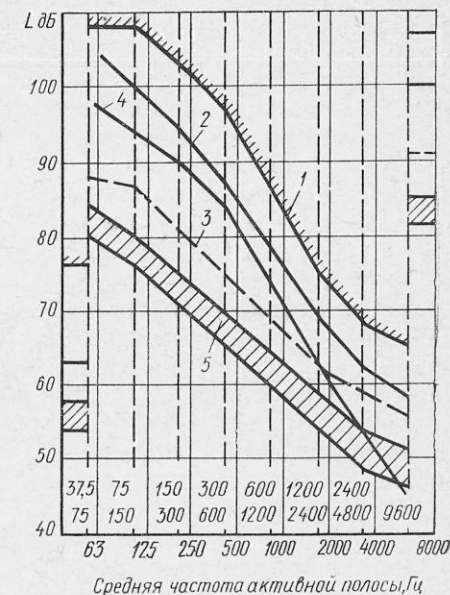


Рис. 4.6. Нормы шума в кабине самолета:

1—предел переносимости (по английским данным); 2—норма для вертолетов (проект США); 3—норма БЕА (Британско-Европейские авиалинии); 4—норма МАП СССР; 5—проект нормы для перспективных самолетов

## Глава 5. ПРОБЛЕМЫ УЛУЧШЕНИЯ ЭКОНОМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТОВ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ И САМОЛЕТОВ КОРОТКОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Известно, что сокращение потребной длины ВПП при прочих равных условиях приводит к ухудшению технико-экономических показателей самолета вследствие уменьшения коммерческой нагрузки, вызванной повышением веса силовой установки или крыла. Однако уменьшение потребной длины ВПП и скорости захода на посадку позволяет изменить условия эксплуатации СКВП так, чтобы неблагоприятное влияние дополнительного веса подъемно-тяговой системы могло быть компенсировано другими факторами, улучшающими экономические показатели СКВП/СВВП.

К этим факторам относятся:

- повышение годового налета СКВП вследствие уменьшения непроизводительного времени на взлетно-посадочные режимы, руление по аэродрому и маневрирование в приаэродромной зоне, а также повышения регулярности полетов за счет снижения посадочной скорости;

- уменьшение потребного АНЗ вследствие возможности использования в качестве запасного любого близлежащего аэродрома с малой длиной летного поля;

- снижение расхода топлива на крейсерском режиме полета путем использования избыточной энерговооруженности для повышения крейсерского качества СКВП.

Ниже рассматривается влияние указанных факторов на повышение экономических показателей СКВП как летательного аппарата. Вопрос о повышении технико-экономической эффективности СКВП в системе пассажиропоток—аэродром—самолет рассматривается в заключительной главе книги.

### 5.1. ПОВЫШЕНИЕ ГОДОВОГО НАЛЕТА СКВП

Известно, что себестоимость перевозок на летательном аппарате находится в обратной зависимости от его годового налета и, следовательно, увеличение этого показателя будет непосредственно влиять на повышение экономичности СКВП.

Реальный налет на один списочный самолет определяется как

$$H_r = 365 \frac{(24 - T_n) k_{рез}}{1 + \bar{t}_{т.о.р} + \bar{t}_{ап} + \bar{t}_н} \text{ ч/г}, \quad (5.1)$$

где  $T_n$  — время простоя самолета в исправном состоянии, ч/сутки;  $\bar{t}_{т.о.р}$ ,  $\bar{t}_{ап}$ ,  $\bar{t}_н$  — соответственно затраты времени на техническое обслуживание и ремонт, подготовку рейса службами аэропортов и непроизводительный налет, отнесенные к летному времени ( $\bar{t}_i = t_i/t_n$ );  $k_{рез}$  — коэффициент резерва самолетов для обеспечения регулярности полетов.

Рассмотрим более подробно показатели, определяющие годовой налет самолета, и выделим те факторы, которые могут повлиять на него вследствие особых свойств СКВП.

Затраты времени на техническое обслуживание и ремонт  $\bar{t}_{т.о.р}$  включают следующие статьи:

- техническое обслуживание по периодическим формам и ожидание техобслуживания по этим формам;
- капитальный ремонт и ожидание капремонта;
- нерегламентированные работы по устранению неисправностей;
- доработки конструкции и проведение работ по рекомендациям;
- простой неисправного парка из-за отсутствия запчастей и двигателей;
- простой неисправного парка в ожидании списания.

Поскольку СКВП имеет более сложную конструкцию и высокую тяговооруженность по сравнению с СОВП, в первом приближении можно считать затраты времени по первым двум пунктам ГОР пропорциональными увеличению  $\bar{R}_0$ . Затраты времени по остальным пунктам практически одинаковы у СКВП и СОВП.

Расчеты показывают, что  $\Delta \bar{R}_0(\text{СКВП}) = 0,1 \dots 0,4$  в зависимости от типа силовой установки и заданной длины ВПП. Для оценки предельных возможностей улучшения показателей СКВП принята минимальная величина  $\Delta \bar{t}_{т.о.р}(\text{СКВП}) \approx \Delta \bar{R}_{\min}(\text{СКВП}) = 0,1$ .

Затраты времени на подготовку самолета к вылету в базовом, оборотном и промежуточном аэропортах  $\bar{t}_{ап}$  состоят из:

- времени технического обслуживания по оперативным формам (предполетное, послеполетное и обслуживание при кратковременной стоянке), заправку самолета;

- затрат времени на коммерческие операции (погрузка — выгрузка, оформление коммерческой документации и др.);

- времени для подготовки вылета и оформления документации другими службами аэропорта (АДС, летно-штурманской и др.);

- затрат времени в аэропортах на движение самолета по земле  $\bar{t}_{зем}$ , включаемые в расписание движения (от закрытия дверей самолета на перроне до начала разбега — при взлете и от конца пробега до открытия дверей на перроне — после посадки); для современных и перспективных СОВП принято  $t_{зем} = 10 + 10 = 20$  мин, или 0,33 ч на полет. Для СКВП, учитывая возможность приближения короткой ВПП непосредственно к перрону, принято  $t_{зем} = 3$  мин = 0,05 ч на полет;

- времени простоев в аэропортах из-за задержек вылетов по различным причинам, кроме технической неисправности.

Анализ известных данных о регулярности полетов в странах — членах ИКАО, показывает, что продолжительность задержек практически для всех стран составляет в среднем 0,5 ч на рейс. На перспективу, учитывая внедрение средств посадки, снижающих минимум погоды, принято, что задержки СОВП сокращаются в 2 раза, а для СКВП, вследствие дополнительного снижения посадочной

Удельные затраты летного времени для гипотетических СОВП и СКВП

Таблица 5.1

Тип самолета	Простои в исправном состоянии $T_{и}$ , ч/сутки		Коэффициент резерва, $k_{рез}$		Затраты времени на техническое обслуживание и ремонт $t_{т.о.р}$ , ч/летн. ч		Затраты времени на подготовку рейса в аэропорту $\bar{t}_{ап}$ , ч/летн. ч		Затраты времени на непроизводительный налет $\bar{t}_{н}$ , ч/летн. ч	
	СОВП	СКВП	СОВП	СКВП	СОВП	СКВП	СОВП	СКВП	СОВП	СКВП
Магистраль- ный МВЛ	6,5	6,5	0,95	0,97	1,6	2,0	1,2	0,8	0,05	0,05
	7,7	7,7	0,95	0,97	0,8	1,0	1,6	1,2	0,04	0,04

скорости, — в 4 раза. Тогда общая продолжительность задержки в пределах составит в среднем за год для СОВП 0,25 ч, для СКВП 0,12 ч на рейс.

Затраты времени по остальным операциям в аэропорту и непроизводительному налету  $\bar{t}_{н}$  приняты одинаковыми у СКВП и СОВП.

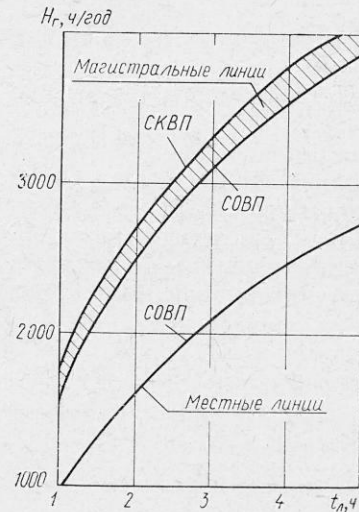


Рис. 5.1. Годовой налет перспективных СОВП и СКВП в зависимости от средней продолжительности беспосадочного полета

Резерв исправных самолетов для обеспечения регулярности полетов в настоящее время составляет 5—10% от рейсовых. На перспективу, учитывая повышение надежности, резерв для СОВП принят равным 5%, для СКВП 3%.

Простои самолетов в исправном состоянии определяются путем вычитания из календарной продолжительности суток всех других известных затрат времени, которые были определены выше. Таким образом,  $T_{и}$  определяет время простоев по следующим причинам:

— простои в ночное время, неудобное для пассажиров по времени вылета и прилета;

— простои в течение летного времени суток в ожидании вылета по расписанию.

Поскольку ожидаемые простои для СОВП выведены с учетом сезонности перевозок (увеличение простоев в осенне-зимнее время при сокращении размеров движения) и не зависят от типа летательного аппарата, принято, что простои исправных СКВП будут равны  $T_{и}$  для СОВП (табл. 5.1).

На основании полученных нормативов и формулы (5.1) определены показатели налета часов для гипотетических СОВП и СКВП в зависимости от продолжительности беспосадочного полета для современного уровня и на перспективу (рис. 5.1).

Анализ полученных зависимостей  $N_{г} = f(t_{п})$  показывает:

1. На перспективу годовой налет на СОВП—МВЛ в пределах  $t_{п} \leq 2$  ч составляет 65—70% от налета СОВП на магистральных линиях главным образом вследствие более высоких  $T_{и}$ ,  $\bar{t}_{ап}$ .

2. Самолеты короткого взлета и посадки при эксплуатации на магистральных линиях при  $L_{кр} = 800 \dots 1000$  км ( $t_{п} = 1,0 \dots 1,5$  ч) имеют годовой налет на 10—12% больше, чем СОВП. При увеличении  $t_{п}$  налет на СКВП в абсолютном исчислении несколько увеличивается.

3. Годовые налеты СКВП и СОВП на МВЛ, по оценкам, сделанным для настоящего времени, практически совпадают.

## 5.2. АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ СНИЖЕНИЯ АЭРОНАВИГАЦИОННОГО ЗАПАСА ТОПЛИВА ДЛЯ СКВП

Отличительные свойства СКВП — низкие скорости захода на посадку и возможность базирования на аэродромах с малыми длинами летных полей требуют специального рассмотрения вопроса о выборе потребного аэронавигационного запаса топлива (АНЗ) для самолетов этого типа.

Известно, что при назначении АНЗ для любого самолета, во всех случаях должны быть учтены резервы топлива по следующим причинам:

— ошибки измерения абсолютного и текущего расхода топлива;

— отклонение условий эксплуатации от расчетных (нестандартность атмосферы, изменчивость ветра, полет в условиях обледенения, обход грозных фронтов);

— погрешности бортовых и наземных систем управления полетом;

— мероприятия службы УВД по обеспечению «бесконфликтности» движения при полете по трассе и в районе аэроузла;

— уход на запасной аэродром.

Предварительный анализ показывает, что из всех перечисленных выше причин наибольшее влияние на требуемый АНЗ оказывают два последних условия, так как резерв топлива по всем другим статьям составляет  $\sigma = 1 \dots 2\%$  (при нормальном законе рас-

пределения) от топлива, расходуемого на маршруте в стандартных условиях.

Согласно нормам летной годности [32] АНЗ для магистральных самолетов должен выбираться так чтобы в условиях МСА обеспечить уход с безопасной высоты на второй круг, долететь до наиболее удаленного запасного аэродрома на заданной высоте при скорости, обеспечивающей минимальный километровой расход топлива, выполнить полет на режиме ожидания в течение заданного времени и затем осуществить заход на посадку. При этом во всех случаях минимальный АНЗ устанавливается из расчета удаленности запасного аэродрома на расстоянии 450 км и ожидания в его районе в течение 30 мин на высоте 400 м.

Для самолетов МВЛ требование заданного времени ожидания заменяется условием выполнения полета по кругу в районе запасного аэродрома, захода на посадку и выполнения посадки, а минимальный АНЗ определяется по согласованной продолжительности полета на режиме максимальной дальности при заданной крейсерской высоте полета.

С учетом всех перечисленных выше факторов фактическая величина АНЗ для современных магистральных СОВП обеспечивает полет на режиме  $q_{\min}$  в пределах от 1 до 2 ч; для самолетов МВЛ — от 0,5 до 1 ч.

Относительный вес АНЗ

$$\bar{G}_{T(АНЗ)} = c_{R_{кр \min}} \bar{R}_{кр(q \min)} t_{АНЗ}, \quad (5.2)$$

где  $c_{R_{кр \min}}$  — удельный расход топлива, обеспечивающий минимальный километровой расход;  $c_{R_{кр \min}} = 0,65 \dots 0,75$  кгс/кгс тяги ч;

$\bar{R}_{кр(q \min)}$  — тяговооруженность самолета в крейсерском полете, обеспечивающая минимальный километровой расход топлива;  $\bar{R}_{кр(q \min)} = 0,08 \dots 0,1$ ;

$t_{АНЗ}$  — заданное время полета на АНЗ.

Подставляя в (5.2) фактические значения всех величин, получим:

— для магистральных самолетов

$$\bar{G}_{T(АНЗ)} = 0,052 \dots 0,15; \text{ среднее значение } \bar{G}_{T(АНЗ)} = 0,1;$$

— для самолетов МВЛ

$$\bar{G}_{T(АНЗ)} = 0,026 \dots 0,075; \text{ среднее значение } \bar{G}_{T(АНЗ)} = 0,05.$$

Учитывая реальную сеть аэродромов с малыми длинами летных полей при среднем расстоянии полета на МВЛ  $L_{ср(МВЛ)} = 220$  км, можно полагать, что такое распределение аэродромов обеспечит посадку всех типов СКВП и, следовательно, для летательного аппарата этого типа АНЗ можно снизить до величины, принятой для самолетов МВЛ:

$$\bar{G}_{T(АНЗ) СКВП} = 0,04 \dots 0,06.$$

Известно, что вес основных агрегатов конструкции СКВП практически равен аналогичным величинам для СОВП, однако для

обеспечения требуемых взлетно-посадочных характеристик необходимо увеличение взлетной тяговооруженности, которая в зависимости от типа подъемно-тяговой системы и длины ВПП составляет  $\bar{R}_0(СКВП) = 0,4 \dots 0,7$ .

Поскольку для СОВП взлетная тяговооруженность не превышает величины  $\bar{R}_0(СОВП) = 0,25 \dots 0,35$ , то относительный вес силовой установки для создания дополнительной тяговооруженности

$$\Delta \bar{G}_{R_0(СКВП)} = \bar{G}_{R_0(СКВП)} - \bar{G}_{R_0(СОВП)}, \quad (5.3)$$

или

$$\Delta \bar{G}_{R_0(СКВП)} = (k_{СУ} \gamma_{лв} \bar{R}_0)_{СКВП} - (k_{СУ} \gamma_{лв} \bar{R}_0)_{СОВП}. \quad (5.4)$$

Подставляя в (5.4) фактические значения величин  $k_{СУ}$  (ДТРД) = 1,5;  $\gamma_{лв} = 0,04 \dots 0,06$ ;  $\gamma_{лв(пд)} = 0,15 \dots 0,25$  кг/кгс тяги, имеем:

— для СКВП с комбинированной силовой установкой  $\Delta \bar{G}_{R_0(пд)} = 0,01 \dots 0,026$ , среднее значение  $\Delta \bar{G}_{R_0(пд)} = 0,018$ ;

— для СКВП с подъемно-маршевым ДТРД  $\Delta \bar{G}_{R_0(пмд)} = 0,045 \dots 0,105$ , среднее значение  $\Delta \bar{G}_{R_0(пмд)} = 0,075$ .

Изменение весовой отдачи СКВП, без учета веса других агрегатов, может быть найдено как разность между относительными весами АНЗ для магистральных самолетов (5.2) и суммой относительного веса АНЗ и силовой установки для создания дополнительной тяговооруженности для СКВП (5.4)

$$k_{в.о(i)} = \bar{G}_{T(АНЗ) СОВП} - \bar{G}_{T(АНЗ) СКВП} - \Delta \bar{G}_{R_0(i)}. \quad (5.5)$$

На рис. 5.2 показаны результаты предварительной оценки затрат относительного веса СКВП на АНЗ и  $\Delta \bar{R}_{0(i)}$ . Видно, что при АНЗ, сниженном, с учетом улучшенных взлетно-посадочных характеристик, для СКВП с дополнительными подъемными двигателями можно получить улучшение весовой отдачи в пределах  $\Delta k_{в.о(пд)} = 0,015 \dots 0,05$ , что позволяет улучшить его весовую отдачу по коммерческой нагрузке в пределах  $\Delta \bar{G}_{ком(СКВП)} = 0,04 \dots 0,12$ , или в среднем на 8%.

В случае применения на СКВП подъемно-маршевых двигателей избыточный вес силовой установки не компенсируется снижением АНЗ и ухудшение весовой отдачи в этом случае по средним вели-

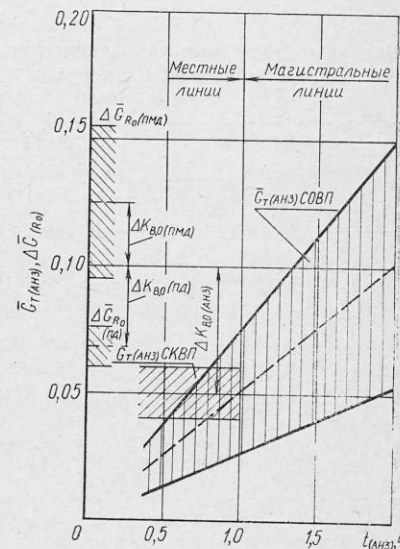


Рис. 5.2. Влияние относительного веса АНЗ  $G_{T(АНЗ)}$  для СКВП с единой и комбинированной силовыми установками на изменение его весовой отдачи

чинам составляет (см. рис. 5.2)  $\Delta k_{в.о}(пмд) = -0,025$ , что приводит к уменьшению относительной коммерческой нагрузки такого СКВП в среднем на 6%.

С целью оценки влияния уменьшения потребной длины летного поля и соответствующего снижения АНЗ на технико-экономические показатели самолетов при установке дополнительных подъемных двигателей внутри основной конструкции самолета были рассмотрены СОВП и СКВП различных весовых категорий при эксплуатации на аэродромах с  $L_{впп} = 400 \dots 1200$  м, при одном и том же взлетном весе и средних значениях АНЗ на 1,5 и 0,75 часа полета соответственно для вариантов СОВП и СКВП (табл. 5.2).

Таблица 5.2

Основные расчетные характеристики пассажирских самолетов и их модификаций в вариантах СКВП (в числителе — характеристики обычного самолета, в знаменателе — с коротким взлетом)

Характеристика	Вариант			
	I	II	III	IV
Взлетный вес, тс	50,0	90,0	170,0	200,0
Дальность полета, км	1100	2500	8000	2300
Крейсерская скорость, км/ч	800	870	850	900
Коммерческая нагрузка, тс	12,6/11,2	13,2/10,8	18,9/15,7	35,7/28,4
Аэронавигационный запас топлива, ч	1,5/0,75	1,5/0,75	1,5/0,75	1,5/0,75
Часовой расход топлива в крейсерском полете, т/ч	3,8	4,6	7,3	8,5
Тяговооруженность маршевых двигателей	0,407	0,316	0,279	0,249
Потребная тяговооруженность дополнительных подъемных двигателей	0/0,3	0/0,53	0/0,61	0/0,43
Количество дополнительных подъемных двигателей с тягой около 5 тс	3	9	20	17

Исходные данные подъемных двигателей:

взлетная тяга, кгс . . . . .  $R_{0пд} \approx 5000$   
 удельный вес ПД, кг/кгс тяги . . . . .  $\gamma_{пд} = 0,05$   
 удельный расход топлива на взлетном режиме, кг/кгс тяги·ч . . . . .  $c_{R_0} = 0,7$

время цикла «взлет-посадка», мин . . . . .  $t_{в.п} = 3$   
 стоимость 1 кгс тяги ПД, руб . . . . .  $C_{пд} = 4,3R_0$   
 коэффициент веса дополнительной СУ . . . . .  $k_{сул} = 1,5$

Основные расчетные зависимости:

$$G_0(\text{СКВП}) = G_0(\text{СОВП}); \quad (5.6)$$

$$n_{\text{насс}}(\text{СКВП}) = n_{\text{насс}}(\text{СОВП}) - \Delta n_{\text{насс}}; \quad (5.7)$$

$$\Delta n_{\text{насс}} = \frac{\Delta G_{\text{зд}}}{G_{\text{насс}} + \Delta G_{\text{об}}}; \quad G_{\text{насс}} = 90 \text{ кгс}; \quad \Delta G_{\text{об}} = 36 \text{ кгс}; \quad (5.8)$$

$$\Delta G_{\text{зд}} = G_{\text{пд}} + \Delta G_{\text{т}}; \quad (5.9)$$

$$G_{\text{пд}} = k_{\text{сул}} \gamma_{\text{пд}} \bar{R}_{\text{пд}} G_0; \quad (5.10)$$

$$\Delta G_{\text{т}} = c_{R_0} \bar{R}_{\text{пд}} G_0 t_{\text{в.п}}; \quad (5.11)$$

$$G_{\text{пущ}}(\text{СКВП}) = G_{\text{пущ}}(\text{СОВП}) + \Delta G_{\text{пд}}; \quad (5.12)$$

$$n_{\text{пд}} = \frac{\bar{R}_{\text{пд}} G_0}{5000}. \quad (5.13)$$

Результаты расчета, выполненные по МЭО-75 [27], представлены на рис. 5.3. Видно, что при установке дополнительных подъемных двигателей и выполнении принятого условия по запасу АНЗ модифицированные самолеты имеют равную с обычными себестоимость при существенно уменьшенных значениях длин ВПП и скорости захода на посадку (табл. 5.3), что выводит рассматриваемые самолеты на уровень перспективных зарубежных СКВП (рис. 5.4).

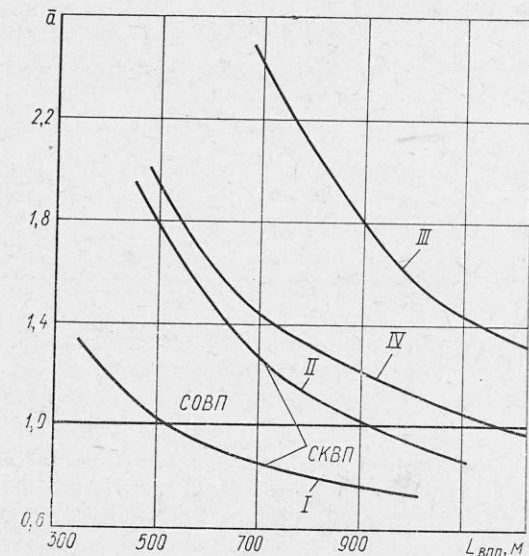


Рис. 5.3. Относительная себестоимость  $\bar{a}$  перевозок на СКВП в зависимости от длины летного поля  $L_{впп}$  для вариантов I—IV

Сравнение взлетно-посадочных характеристик обычных самолетов и их модификаций в СКВП при одинаковом взлетном весе и равных себестоимостях перевозок

Характеристика	Вариант по табл. 5.2			
	I	II	III	IV
Потребная длина ВПП, м: СОВП/СКВП	2300/525	2180/925	3120/—	2800/1200
Скорость захода на посадку, км/ч: СОВП/СКВП	220/175	260/190	265/170	250/180

Приведенные данные носят предварительный характер и могут быть уточнены при более глубоком анализе с учетом других факторов, рассматриваемых в книге. Однако даже эти результаты по-

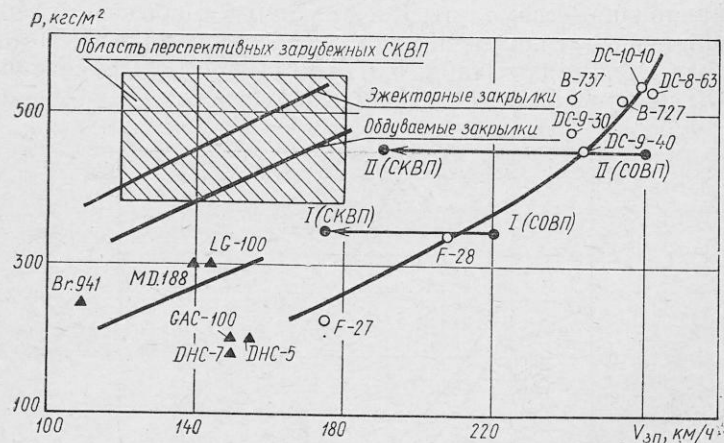


Рис. 5.4. Скорости захода на посадку  $V_{з.п}$  и нагрузки на крыло  $p$  у современных самолетов и перспективных СКВП

казывают, что модификация обычных самолетов в СКВП, не меняя запланированную структуру парка, позволяет существенно улучшить основные характеристики перспективных самолетов, значительно повысить безопасность на наиболее аварийных взлетно-посадочных режимах, снизить уровень шума в районе аэродрома и значительно расширить сферы применения тяжелых самолетов на аэродромах с малыми длинами летных полей.

### 5.3. ПРОБЛЕМА ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИЗБЫТОЧНОЙ ВЗЛЕТНОЙ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ НА КРЕЙСЕРСКОМ РЕЖИМЕ ПОЛЕТА

Избыточная мощность, находящаяся на борту СКВП, может быть использована для улучшения его крейсерских характеристик путем повышения крейсерского качества за счет управления ламинаризацией обтекания (УЛО) крыла, что позволяет в известной степени улучшить технико-экономические показатели СКВП.

Согласно данным, основанным на конструктивных проработках поверхностей ламинаризации, трубных и летных экспериментов, а также теоретических оценок, использование УЛО на средних и дальних магистральных пассажирских СОВП традиционных схем позволяет увеличить крейсерское качество самолета  $K_{кр}$  в 1,3—1,5 раза, что равноценно уменьшению прямых эксплуатационных расходов на 20—40%, в зависимости от расчетной дальности полета [78].

Для исследования влияния ламинаризации на технико-экономические показатели СКВП был выбран самолет с маршевыми ДТРД в хвостовой части и подъемными турбовентиляторами, газогенераторы которых в крейсерском полете могут служить источником энергии для системы отсоса [14].

Основные геометрические характеристики базового СКВП были выбраны близкими к оптимальным для существующих дозвуковых пассажирских СОВП и перспективных СКВП:

$$\lambda = 7,0; p = 400 \text{ кгс/м}^2; \bar{c}_0 = 0,12; \chi_{1/4} = 30^\circ.$$

Варьируемые параметры:

$$m_m = 2 \dots 8; \bar{R}_{0m} = 0,2 \dots 0,4.$$

Расчетные работы выполнены на ЭВМ для самолетов с  $G_{ком} = 10$  тс и  $L_{кр} = 1000$  км.

Для оценки влияния системы УЛО на летно-технические характеристики СКВП учитывались следующие зависимости: уменьшение профильного сопротивления [9]

$$c_{x0(лам)} = (0,4 - 0,6) k_1 c_{x0(турб)}, \quad (5.14)$$

где  $k_1$  — коэффициент, учитывающий переход от турбулентного течения к ламинарному:

$$k_1 = \frac{1,328 (\lg Re)^{2,58}}{0,455 \sqrt{Re}}, \quad (5.15)$$

где  $Re$  — число Рейнольдса в крейсерском полете;

$c_{x0(турб)}$  — коэффициент сопротивления при  $c_y = 0$  «турбулентного» дозвукового самолета;

$$c_{x0(турб)} = 1,05 (c_{x0кр} + c_{xф} + c_{x0опер} + c_{xмг}), \quad (5.16)$$

где соответственно обозначены: кр — крыло; ф — фюзеляж; опер — хвостовое оперение; мг — мотогондола,

$$c_{x0кр} = \frac{1,1}{(\lg Re)^{2,58}} (1 + 3\bar{c}_0) \cdot \left[ \sqrt{\cos \chi_{1/4}} + 0,0871 \left( \frac{M}{M_{кр}} \right)^m \right], \quad (5.17)$$

$$m = 0,36 (\bar{c}_0 \cos \chi_{1/4})^{-2};$$

$$c_{x0опер} = c_{x0кр} \bar{S}_{опер};$$

$$c_{xф} = 0,008 \lambda_{ф} \left( 1 + \frac{2,3}{\lambda_{ф}^{1/4}} \right) \left[ 1 + 0,65 M^6 \left( \frac{2,72}{\lambda_{ф}^{1/3}} - 1 \right) \right] \bar{S}_{ф}, \quad (5.18)$$

где  $\lambda_{ф}$  — удлинение фюзеляжа;

$c_{xмг}$  — определяется по формуле, аналогичной (5.18).

Увеличение веса ламинаризованного крыла, согласно отечественным и зарубежным конструктивным проработкам, при равных нагрузках на крыло составляет

$$G_{кр(лам)} = 1,2 G_{кр(турб)}. \quad (5.19)$$

Увеличение  $G_0$  за счет дополнительных газогенераторов (подъемных двигателей) и систем отсоса

$$G_d = k_d \gamma_{со} (R_0 - R_{0м}), \quad (5.20)$$

где  $k_d$  — коэффициент веса дополнительной силовой установки с ТРД;  $k_d = 1,5$ ;

$\gamma_{со}$  — удельный вес дополнительных подъемных двигателей и системы отсоса;  $\gamma_{со} = 0,12$  кг/кгс тяги.

Увеличение запаса топлива для СУ, работающей на УЛО

$$G_{т(лам)} = c_R \bar{R}_{лам} t; \quad (5.21)$$

принято  $c_R = 0,8$  кг/кгс тяги·ч;  $\bar{R}_{лам} = 0,08 \dots 0,1$ ;  $\bar{R}_{кр} = 0,01 \bar{R}_{0м}$ .

Увеличение стоимости крыла ламинарного самолета учитывалось удвоением стоимости крыла турбулентного самолета. Для оценки веса агрегатов, не связанных с ламинаризацией обтекания, использовались весовые формулы для СОВП (см. гл. 9, 10). Экономические характеристики оценивались по МЭО-75 [27].

Ввиду небольшого количества независимых переменных  $m_m$ ,  $\bar{R}_{0м}$  оценка влияния УЛО на крейсерские характеристики производилась по частным оптимумам при варьировании одного из параметров.

Расчеты показали, что базовые «ламинарный» и «турбулентный» самолеты с заданными характеристиками имеют следующие крейсерские скорости и прямые эксплуатационные расходы (рис. 5.5):

— для «турбулентного» самолета при  $V_{кр} = 800$  км/ч

$$a = 10,01 \text{ коп}/(\text{т} \cdot \text{км});$$

— для «ламинарного» самолета при  $V_{кр} = 860$  км/ч

$$a = 9,64 \text{ коп}/(\text{т} \cdot \text{км}),$$

т. е. экономичность «ламинаризованных» СКВП при заданных летно-технических характеристиках выражается в уменьшении прямых эксплуатационных расходов приблизительно на 5% главным образом за счет увеличения крейсерской скорости на 60 км/ч по срав-

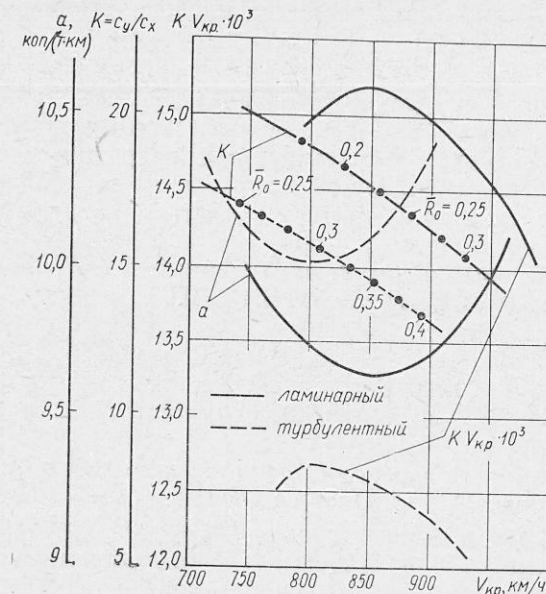


Рис. 5.5. Зависимость себестоимости перевозки  $a$ , аэродинамического качества  $K$  и аэродинамической эффективности от скорости полета  $V_{кр}$  для «ламинарного» и «турбулентного» СКВП

нению с исходным «турбулентным» самолетом. Приведенные на рис. 5.5 зависимости  $K = f(V_{кр})$ ;  $KV = f(V_{кр})$  показывают, что за счет избыточной тяговооруженности, имеющейся на борту СКВП, можно увеличить как крейсерское качество, так и аэродинамическую эффективность  $KV$  «ламинаризованного» СКВП примерно на 20—25%.

#### 5.4. СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ТРАНСПОРТНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ОБЫЧНЫХ САМОЛЕТОВ, САМОЛЕТОВ КОРОТКОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ И ВЕРТИКАЛЬНО-ВЗЛЕТАЮЩИХ

Одной из типовых операций, выполняемых гражданской авиацией, является перевозка 50—60 пассажиров на дальность 800—1000 км, и для решения этой задачи могут быть применены самолеты короткого и вертикального взлета с взлетной массой около 20 тс (типа самолета Ан-24).

С целью оценки эффективности применения указанных летательных аппаратов были выбраны летательные аппараты следующих типов:

- СОВП с силовой установкой, оптимальной для крейсерского полета;
- СКВП с обдуваемыми закрылками;
- СКВП с дополнительными подъемными двигателями;
- СКВП-ПД с комбинированной силовой установкой (маршевые и подъемные ДТРД);
- СВВП-НВ с поворотными несущими винтами.

Для сопоставимости результатов анализа все перечисленные летательные аппараты были приведены к одному взлетному весу  $G_0=23,5$  тс. Поскольку  $G_i$  конструкции и нагрузки сохраняются в достаточно большом диапазоне  $G_0$ , результаты расчета можно экстраполировать и на летательные аппараты с взлетными весами, близкими к расчетному.

На основе весовых формул, приведенных в гл. 9, были определены веса агрегатов СОВП, СКВП и СВВП.

Исходные данные:

- маршевый ДТРД:  $\gamma_{мд} = 0,17$  кг/кгс тяги;
- $c_{R\text{кр}} = 0,67$  кг/кгс тяги · ч;
- подъемные ДТРД:  $\gamma_{пд} = 0,05$  кг/кгс тяги;
- $c_{R0} = 0,7$  кг/кгс тяги · ч;
- маршевые ТВД:  $\gamma_{твд} = 0,2$  кг/л. с.;  $c_e = 0,25$  кг/л. с. · ч;
- время работы ПД на взлете и посадке  $t_{в.п} = 3$  мин.

Дальность полета приводилась к  $L_{кр} = 800$  км; взлетно-посадочные характеристики получены на основе расчетных зависимостей, приведенных в гл. 9 и 10. Основные летно-технические и весовые данные рассматриваемых летательных аппаратов приведены в табл. 5.4 и 5.5.

Таблица 5.4

Основные расчетные летно-технические характеристики СОВП, СКВП, СВВП

Характеристика	СОВП	СКВП-ОБ	СКВП-ПД	СВВП-ПД	СВВП-НВ
$G_0$ , кгс	23500	23500	23500	23500	23500
$G_{ком}$ , кгс	7250	4920	6090	4280	4650
$V_{кр}$ , км/ч	800	800	800	780	500
$L_{кр}$ при АНЗ на 0,75 ч, км	800	800	800	800	800
$H_{кр}$ , км	8,0	14,0*	8,0	8,0	5,0
$L_{ВПП}$ , м	1560	775	600	0	300
$\bar{R}_0$	0,3	0,5	0,8	1,2	1,0
$k_{в.о}$ , %	43,8	37,5	40,3	35,2	33,1
$\bar{G}_{ком}$ , %	30,9	20,9	25,9	18,2	19,8

\* Высота полета  $H_{кр} = 14$  км принята в связи с низкой нагрузкой на крыло у СКВП с обдуваемыми закрылками.

Таблица 5.5

Весовая сводка рассматриваемых летательных аппаратов

Вес	СОВП		СКВП-ОБ		СКВП-ПД		СВВП-ПД		СВВП-НВ	
	кгс	%	кгс	%	кгс	%	кгс	%	кгс	%
$G_0$	23 500	100	23 500	100	23 500	100	23 500	100	23 500	100
$G_{н.п}$	10 300	43,8	8 500	36,2	9 470	40,3	8 270	35,2	7 770	33,1
$G_{ном}$	7 250	30,9	4 920	20,9	6 090	25,9	4 280	18,2	4 650	19,8
$G_{с.л}$	300	—	300	—	300	—	300	—	300	—
$G_T$ (АНЗ)	2 750	11,7	3 280	14,0	2 750	13,2	2 950	15,7	2 820	12,0
$G_{т.в.п}$	—	—	—	—	360		740		—	—
$G_{пуст}$	13 200	56,2	15 000	63,9	14 080	59,8	15 230	64,8	15 730	66,9
$G_{мд}$	2 250	—	3 750	—	2 250	—	2 500	—	2 230	—
$G_{пд}$	—	—	—	—	880	—	1 580	—	—	—
$G_{тр}$	—	—	—	—	—	—	—	—	1 970	—
$G_{н.в}$	—	—	—	—	—	—	—	—	2 180	—
$G_{к}$	3 070	—	3 370	—	3 070	—	3 270	—	2 590	—
$G_{ф}$	2 850	—	2 850	—	2 850	—	2 850	—	2 320	—
$G_{оп}$	720	—	720	—	720	—	720	—	360	—
$G_{ш}$	930	—	930	—	930	—	930	—	700	—
$G_{об}$	3 380	—	3 380	—	3 380	—	3 380	—	3 380	—

Сравнительный анализ проводился по относительной производительности при заданной дальности полета

$$\tilde{P}_{(L-L_i)} = \frac{[G_{ком}V_{рейс}]_{СКВП(СВВП)}}{[G_{ком}V_{рейс}]_{СОВП}} \quad (5.22)$$

Результаты расчета приведены на рис. 5.6.

Сравнение показывает, что по выбранному критерию оценки при  $L_{кр} = 800$  км СКВП уступает СОВП в среднем на 9—12%, а относительно производительности  $\tilde{P}$  СВВП-ПД и  $\tilde{P}$  СВВП-НВ соответственно составляют 0,72—0,76 и 0,48—0,52.

По результатам проведенного анализа технико-экономических характеристик самолетов КВП, ВВП, ОВП можно сделать следующие выводы.

Модификация обычных самолетов в СКВП путем установки дополнительных подъемных двигателей, как показывают расчеты, может улучшить технико-экономические показатели этих самолетов и расширить сферы применения тяжелых самолетов на аэродромах с малыми длинами летных полей.



Введение в эксплуатацию перспективных СКВП потенциально может улучшить следующие технико-экономические показатели гражданской авиации:

— увеличить годовой налет на списочный самолет на 8—12%;

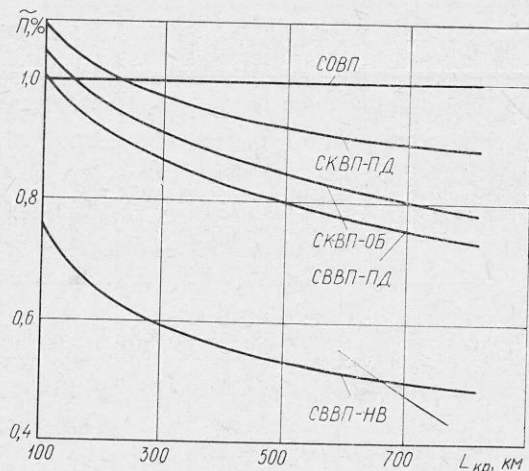


Рис. 5.6. Относительная производительность СКВП и СВВП в сравнении с самолетом обычного взлета в одинаковых условиях

— увеличить коммерческую нагрузку на 6—10% за счет уменьшения АНЗ и дополнительно на 3—5% за счет использования системы УЛО;

— увеличить крейсерскую скорость полета на 8—10%.

Таблица 5.6

Расчетные соотношения между весовыми и транспортными показателями СОВП, СКВП, СВВП при равных взлетных весах и заданных условиях эксплуатации ( $G_0 = 23500$  кгс;  $L_{кр} = 800$  км;  $t_{АНЗ} = 0,75$  ч)

Характеристика	СОВП	СКВП-ОБ	СКВП-ПД	СВВП-ПД	СВВП-НВ
Коэффициент весовой отдачи, %	43,8	37,5	40,3	35,2	33,1
Весовая отдача по коммерческой нагрузке, %	30,9	22,2	25,9	18,2	19,8
Суммарная взлетная тяговооруженность, $\bar{R}_0$	0,3	0,5	0,8	1,2	1,0
Относительная производительность, $\tilde{P}$	1,0	0,88	0,91	0,74	0,50

Проведенное расчетное сравнение весовых и транспортных показателей СОВП, СКВП, СВВП при одинаковых эксплуатационных условиях выявило следующее соотношение между этими типами летательных аппаратов (табл. 5.6).

## Глава 6. ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К СКВП/СВВП

Технические требования (ТТ) являются основным документом, определяющим назначение летательного аппарата, его летно-технические характеристики, условия применения, особенности эксплуатации и т. п. Проектируемый летательный аппарат в основных чертах (исключая конструктивные формы) полностью определяется этим документом, основные пункты которого являются результатом компромиссных решений между требованиями заказчика и возможностями изготовителя.

Для предварительной проработки облика и основных характеристик проектируемого летательного аппарата разрабатывается техническое задание (ТЗ), отражающее общие требования заказчика к данному летательному аппарату. И, наконец, при выявлении потребностей в новом классе летательных аппаратов эксплуатирующие организации могут выдвинуть некоторые принципиальные требования, которые определяют особенности данного класса летательного аппарата.

### 6.1. ТРЕБОВАНИЯ К САМОЛЕТАМ КОРОТКОГО И ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА ЗА РУБЕЖОМ

В соответствии с задачами, которые призваны решать летательные аппараты КВП/ВВП, в западных странах были разработаны некоторые принципиальные требования к этим аппаратам.

Федеральное агентство авиации США (FAA) на основе исследования перспектив развития воздушного транспорта в США и анализа возможности использования вертикально взлетающих или с малой длиной разбега и пробега самолетов на маршрутах малой протяженности в 1970—1980 гг. выработало следующие требования к СКВП/СВВП [83].

1. Количество пассажирских мест 60 при большой плотности размещения.
2. Расчетная дальность 800 км при полете на режиме максимальной продолжительной мощности и на оптимальной крейсерской высоте с резервами топлива для полета по приборам на расстоянии 160 км при выдерживании оптимальной скорости ожидания посадки в течение 45 мин.
3. Протяженность маршрутов 80, 160, 320 и 800 км. Если дальность превышает 800 км, то предусматривается одна промежуточная посадка между 320 и 800 км.
4. Максимальная крейсерская скорость 735 км/ч.
5. Для вертикально взлетающих самолетов предусматривается возможность взлета и полета на режиме висения с одним неработающим двигателем; остальные двигатели в течение 2,5 мин. работают на режиме максимальной мощности на уровне моря при температуре 38° С.
6. Для СКВП взлетная дистанция на уровне моря при температуре 38° С и высоте препятствия  $H_{без} = 15$  м не превышает 335 м.
7. Максимальная мощность превышает взлетную на 10%.
8. Пассажиры и ручной багаж (эквивалентная общая масса 80 кг) составляют 90% коммерческой нагрузки; багаж — 10%.

9. Давление в кабине и багажном отсеке в полете на крейсерской высоте должно соответствовать давлению на высоте 2440 м.

10. Взлетная масса не должна превышать 105% посадочной массы.

11. Экипаж из двух человек и дополнительных сопровождающих, если требуется.

12. Пассажирские кресла с «тонкой» спинкой и шагом 0,815 м.

13. Предельный коэффициент перегрузки, определенный по максимальной эксплуатационной скорости на уровне моря и порыву ветра со скоростью 15 м/с, не менее 2,5.

14. Буфет не предусмотрен.

15. Дистанция набора высоты вместе с дистанцией снижения не должна превышать 50% протяженности маршрута.

В исследованиях, проведенных NASA совместно с фирмами Боинг, Линг-Темко-Воут и Локхид с целью выбора оптимальных характеристик гражданского транспортного СКВП, были выработаны следующие основные требования:

пассажировместимость основного варианта . . . . .	60 чел.
пассажировместимость других вариантов . . . . .	90 и 120 чел.
длина взлетно-посадочной полосы . . . . .	305 и 610 м
высота препятствия:	
на взлете . . . . .	10,5 м
на посадке . . . . .	15,25 м
крейсерская скорость . . . . .	более 550 км/ч
дальность полета с АНЗ на 30 мин плюс запас топлива для повторного захода на посадку . . . . .	800 км
скорость захода на посадку . . . . .	102 и 154 км/ч
экипаж . . . . .	3 чел.

Требования к управляемости самолета (требуемые угловые ускорения в рад/с<sup>2</sup>) в варианте на 60 пассажиров:

	СВВП	СКВП
продольное управление . . . . .	0,6	0,4
поперечное управление . . . . .	1,2	0,45
путевое управление . . . . .	0,5	0,2

Для вариантов на 90 и 120 пассажиров принимались величины, равные соответственно 90 и 80% от приведенных выше.

Длина ВПП определялась по взлетной дистанции при  $H=0$ ,  $t=+30^{\circ}\text{C}$  и одним отказавшем двигателе, а посадочная дистанция — из условий посадки с заданной высоты и умножалась на коэффициент 1,67.

Одной из ведущих зарубежных фирм, эксплуатирующих самолеты короткого взлета, является авиакомпания Истерн Эйрлайнз, которая выполняет перевозки в северо-восточном коридоре США. Для оценки возможностей эксплуатации самолетов КВП в этом районе авиакомпания провела экспериментальные полеты 64-местного самолета КВП Мак-Доннел 188, который является модификацией самолета Бреге 941 (Франция) и был построен по лицензии в США в нескольких экземплярах. Из-за малой пассажировместимости этот самолет не удовлетворял требованиям авиакомпании, однако с его помощью были сделаны некоторые выводы [65]:

1. Использование самолетов КВП для пассажирских перевозок возможно.

2. Взлетно-посадочные полосы для самолетов КВП при их правильном размещении могут эксплуатироваться в любых метеорологических условиях.

3. Для обычных самолетов и СКВП должны применяться отдельные взлетно-посадочные полосы.

На основании проведенных исследований авиакомпанией Истерн Эйрлайнз были выдвинуты следующие основные летно-технические требования для вновь создаваемых самолетов КВП:

число пассажиров . . . . .	150
длина ВПП . . . . .	450 м
угол набора высоты и планирования . . . . .	7,5°
дальность полета . . . . .	900 км
уровень шума, создаваемый самолетом . . . . .	95 дБ
расположение пассажирских кресел в одном ряду . . . . .	6

Фирма Дуглас предъявляет следующие принципиальные требования к самолетам КВП/ВВП, которые предполагается использовать для перевозок пассажиров между центром города и аэропортами:

1. Пассажировместимость примерно равна 1/3 провозной способности магистральных самолетов типа Боинг-747.

2. Скорость полета не менее 460 км/ч.

3. Взлетно-посадочные характеристики должны обеспечивать эксплуатацию самолета из аэропорта, расположенного на границе застроенных районов.

4. Уровень шума на взлете должен быть не выше допустимого уровня шума в районе аэропорта.

5. Безопасность полета должна быть не ниже безопасности наземного транспорта, при этом вероятность летного происшествия над населенным пунктом и возможность падения самолета в черте города должна быть выше  $10^{-7}$ , что на порядок выше требований к обычным самолетам.

6. Комфорт должен отвечать современным стандартам для обычных пассажирских самолетов.

7. Дальность полета между посадками в пределах 32—480 км с возможностью продолжения полета без заправки топливом.

8. Пассажирские тарифы должны назначаться с учетом экономии времени, удобства и стоимости проезда от центра города в аэропорт наземным транспортом, стоимости парковки и стоянки индивидуальных автомобилей и т. д.

Авиакомпания Америкен Эйрлайнз предъявляет к самолетам КВП малой дальности следующие требования:

Прототип — пассажирский вариант транспортного самолета С-130 «Геркулес» (LG-100-107Д) на 80 мест:

число пассажиров . . . . .	не менее 48
взлетная дистанция . . . . .	650 м
угол траектории набора высоты:	
с четырьмя двигателями . . . . .	6°
с тремя двигателями . . . . .	4,4°
угол траектории захода на посадку . . . . .	7,5°
крейсерская скорость . . . . .	не менее 417 км/ч
высота полета на крейсерском режиме . . . . .	не менее 3000 м
дальность полета . . . . .	925 км
посадочная дистанция . . . . .	580 м
длина пробега . . . . .	370 м
боковой ветер . . . . .	12,8—18 м/с

Авиакомпания Локхид Калифорния, разрабатывающая винтокрылы CL-1026 и CL-879 для эксплуатации на коротких маршрутах между центрами городов, предъявляет к ним следующие общие требования:

— возможность взлета и посадки в любых метеоусловиях;

— частичный отказ силовой установки не должен нарушать нормальный полет;

- самолет должен иметь достаточную степень управляемости и стабилизации в полете без специальных стабилизирующих устройств;
- шум, создаваемый самолетом, не должен превышать уровень городского шума;
- самолет должен успешно конкурировать по экономике и скорости с другими видами транспорта, имеющими скорость порядка 400 км/ч;
- должен иметь низкие эксплуатационные расходы и начальную себестоимость;
- удобство и комфорт не должны уступать конкурирующим видам транспорта.

Самолеты авиакомпаний III уровня, примерно соответствующие самолетам МВЛ, должны отвечать следующим требованиям:

- перевозить 12—20 пассажиров с багажом;
- обеспечивать комфорт, соответствующий эксплуатируемым в настоящее время самолетам;
- быть рентабельными в эксплуатации, несмотря на малое количество мест;
- иметь как можно меньшую взлетную и посадочную дистанцию, так как эти самолеты чаще будут обслуживать города, где аэродром не приспособлен для приема тяжелых транспортных самолетов.

Требования к аналогичным летательным аппаратам разработаны и в европейских странах. В частности, Министерством техники Англии создан комитет, который исследовал возможность установления сообщения между центрами крупных городов с использованием вертикально и коротко взлетающих самолетов. Технические требования к таким самолетам:

число пассажиров	100
дальность полета	720 км
скорость полета	более 720 км/ч
уровень шума, создаваемого летящим самолетом	
на высоте 455 м	90 PNdB
на высоте 150 м	59 PNdB

Фирма Бертен (Франция), на работы которой существенно влияют требования американского рынка, разрабатывает один из вариантов СКВП (проект «Аладин»), который отражает требования к такому самолету:

число пассажиров	90—100 (45—50)
длина ВПП	500 м
крейсерская скорость	450—500 км/ч
высота полета	не более 3000 м
дальность полета	около 500 км
уровень шума на взлете	около 80 дБ

Фирмы БАК, Мессершмитт-Белков-Блом и SAAB заключили соглашение о сотрудничестве в разработке транспортного «бесшумного» самолета с малой длиной разбега. Объединенной фирмой будет разрабатываться пассажирский самолет минимум на 100 мест с относительно широкими креслами, расположенными по 6 в ряд. Длина взлетно-посадочной полосы 600 м, дальность полета 900 км.

Исследования фирмы БАК сосредоточены на применении крыла большего удлинения с системой внешней обдувки, закрылков и четырьмя ДТРД Роллс-Ройс/SNESMA M45S с тягой по 6800 кгс, степенью двухконтурности 10 и вентиляторами изменяемого шага, причем особое внимание обращается на возможность снижения уровня шума до 83 PNdB [76]. Предложения фирмы БАК к ТТ для СКВП:  $L_{вп} = 610$  м при боковом ветре 45 км/ч; дальность полета 965 км/ч при полной загрузке пассажирами;  $V_{кр} = 740$  км/ч; широкий фюзеляж, два прохода в кабине рассматриваются как существенные элементы проекта.

Имеющиеся данные по техническим требованиям к зарубежным самолетам КВП/ВВП, разрабатываемым для гражданского применения, сведены в табл. 6.1,

из которой видно, что основные усилия зарубежных фирм направлены на создание тяжелого СКВП с числом пассажирских мест 100—150 и относительно небольшой дальностью полета (7 из 10 известных ТТ), а также среднего (на 50—60 мест) и легкого (12—20 мест) СКВП (табл. 6.2).

Таблица 6.1

Обобщенные технические требования к гражданским СКВП за рубежом

Организация	$n_{пасс}$	$L_{вп}, м$	$V_{кр}, км/ч$	$L_{кр}, км$
FAA (США)	60	335	735	800
NASA (США)	60 (90 и 120)	305 610	550 —	800 —
Истерн Эйрлайнз (США)	150	450	—	900
Юнайтед Эйрлайнз (США)	150	450—600	460	500
Америкен Эйрлайнз (США)	50	650	420	925
Дуглас (США)	100—150	460	835	550—920
Авиакомпании III уровня — МВЛ (США)	12—20	—	—	—
Министерство техники Великобритании	100	—	720	720
Бертен (Франция)	90—100	500	450—500	500
Мессершмитт (ФРГ)	100	600	—	900

Особое внимание в этих требованиях уделяется повышению нагрузки на крыло до 400—500 кгс/м<sup>2</sup> (см. рис. 5.4) с целью улучшения комфорта пассажиров, снижения себестоимости перевозки и снижению уровня шума до 90—95 PNdB на расстоянии 150 м от самолета. Высказываются пожелания, чтобы экономика и комфорт СКВП были на уровне современных пассажирских самолетов с обычным взлетом и посадкой.

Таблица 6.2

Обобщенные требования к зарубежным перспективным СКВП

Характеристика	Тип самолета		
	легкий	средний	тяжелый
Число пассажиров	12—20	50—60	100—150
Дальность полета, км	(400—600)*	800—900	500—900
Крейсерская скорость, км/ч	(200—300)*	450—550	700—850
Длина ВПП, м		450—600	
Уровень шума/расстояние, PNdB/м		90—95/150	

\* Предположительно.

## 6.2. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО ОСНОВНЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ СКВП ДЛЯ УСЛОВИЙ СССР

На основании анализа сложившихся в СССР пассажиропотоков и воздушных линий (см. гл. 1), аэродромной сети (см. гл. 2), возможностей и условий применения СКВП (см. гл. 3, 4, 5), а также рассмотренных выше тенденций в развитии данного класса летательных аппаратов в других странах в первом приближении можно выявить основные характеристики, которыми должны обладать СКВП, эксплуатирующиеся в условиях СССР (табл. 6.3).

Таблица 6.3

Предварительные предложения по основным характеристикам СКВП для условий СССР

Характеристика	Класс СКВП		
	легкий	средний	тяжелый
Коммерческая нагрузка, тс	1,5—2,0	5—6	10—12
Число пассажиров	15—20	50—60	100—120
Потребная длина ВПП, м	400—500	500—600	600—800
Дальность полета, км	до 600	800—1200	1200—1500
Крейсерская скорость, км/ч	450—500	800—850	850—900
Возможная схема подъемно-тяговой системы	ТВД с отклонением струи от винтов; обдуваемые закрылки с ДТРД под крылом	Обдуваемые или эжекторные закрылки с ДТРД над крылом	Маршевые ДТРД с дополнительными подъемными двигателями; реактивное крыло

В соответствии с существующим в СССР распределением самолетов для перевозок на МВЛ и союзных линиях небольшой дальности можно предположить, что для условий нашей страны в первый период эксплуатации основными будут легкие и средние СКВП с распределением между ними объемов работ в 20—30 и 50—60% соответственно. Ниже приводятся ориентировочные основные технические требования к среднему СКВП, как наиболее актуальному в настоящее время.

### 6.2.1. Назначение

Самолет короткого взлета и посадки (СКВП) предназначен для пассажирских и грузовых перевозок на воздушных линиях протяженностью до 1200 км при базировании на бетонных и грунтовых аэродромах с длиной взлетно-посадочной полосы до 600 м.

СКВП может быть модифицирован по дополнительным техническим требованиям для специального применения при эксплуата-

ции во внеаэродромных условиях (аэрофотосъемки, патрулирования и тушения лесных пожаров, рыбооразведки и т. п.) без ущерба выполнения требований к основному варианту.

### 6.2.2. Требования к летно-техническим характеристикам

Самолет при нормальной взлетной массе и расчетных условиях должен иметь следующие летно-технические характеристики:

грузоподъемность	5—6 тс
потребная длина взлетно-посадочной полосы при эксплуатации на грунте с удельной прочностью $\sigma_v \leq 3$ кгс/см <sup>2</sup>	600 м
крейсерская скорость полета	800—850 км/ч
дальность полета с крейсерской скоростью, нормальной грузоподъемностью, одной промежуточной посадкой и АНЗ на 0,5 ч полета	1200 км
рабочая высота полета	6—8 км

СКВП должен обеспечивать удовлетворительную устойчивость и управляемость при отказе одного двигателя на любом участке траектории полета.

### 6.2.3. Общие требования

Самолеты типа СКВП должны соответствовать «Нормам летной годности гражданских самолетов СССР» и рекомендациям ИКАО. Требования к взлетно-посадочным характеристикам могут уточняться после проведения летных испытаний.

Максимальный шум, создаваемый СКВП на удалении 150 м от места взлета или приземления, а также при пролете на высоте 150 м над точкой измерения шума при взлете или снижении на посадку не должен превышать уровня 90 РNdБ.

Горизонтальная составляющая перегрузки при взлете и посадке СКВП не должна превышать 0,4 g.

Целесообразно рассмотреть вопрос о разработке для СКВП силовой установки, позволяющей модифицировать его в обычный самолет для эксплуатации с летных полей длиной более 600 м.

### 6.2.4. Эксплуатационные характеристики

Ресурс конструкции планера и основной силовой установки СКВП:

до первого капитального ремонта и межремонтный общетехнический	5000 ч
	30000 км

СКВП должен быть снабжен встроенной контрольно-диагностической аппаратурой для определения состояния основных элементов и систем СКВП и силовых установок в полете и на земле.

### 6.2.5. Специальное оборудование

На СКВП должны быть установлены пилотажно-навигационные приборы и радиосвязное оборудование, обеспечивающие его эксплуатацию в простых и сложных метеоусловиях, днем и ночью, на всех географических широтах и отвечающие требованиям ИКАО.

Светотехническое оборудование СКВП должно обеспечивать возможность взлета и посадки на неосвещенную площадку. Для обозначения в ночных условиях на СКВП должны быть установлены АНО постоянного горения и проблесковые маяки предупреждения столкновения. Установка маяков и АНО должна быть выполнена в соответствии с требованиями ИКАО.

## Раздел второй

# ПРОБЛЕМЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ СКВП

## Глава 7. ПРЕДЕЛЬНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ СОВРЕМЕННЫХ ТРАНСПОРТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Для оценки перспектив развития гражданской авиации, и в частности СКВП, рассмотрим динамику развития основных характеристик пассажирских самолетов и установим предельные значения этих характеристик.

### 7.1. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Достигнутый на лучших современных самолетах уровень аэродинамического совершенства получен в основном благодаря совершенствованию местной аэродинамики при разработке аэродинамической компоновки самолета, что требует выполнения большого объема испытаний в аэродинамических трубах.

Уровень аэродинамического совершенства современных пассажирских самолетов показан на рис. 7.1. Видно, что аэродинамическое качество у лучших зарубежных самолетов находится в пределах 16,5—17,5, причем наибольшее значение этой величины достигнуто у самолетов Боинг-707 выпуска 60-х годов. Все последующие типы пассажирских самолетов, несмотря на существенно больший затраченный объем трубочасов, имеют меньшее аэродинамическое совершенство, чем указанный самолет [40].

Таким образом, учитывая большой объем аэродинамических исследований, проведенных при отработке аэродинамики зарубежных пассажирских самолетов (10—15 тыс. часов на каждую модель), можно считать, что величина аэродинамического качества  $K = 17 \dots 18$  является предельной для транспортных самолетов, не использующих системы управления ламинаризацией обтекания в крейсерском полете. Поскольку разработка таких систем для гражданских самолетов на протяжении последних двадцати лет не

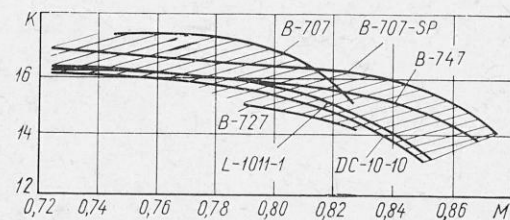


Рис. 7.1. Аэродинамическое совершенство зарубежных пассажирских самолетов (уровень 1973 г.)

привела к реальной конструкции вследствие больших конструктивных, аэродинамических и эксплуатационных сложностей, можно ожидать, что указанное предельное значение аэродинамического качества не будет улучшено в течение ближайшего десятилетия.

## 7.2. ПЕРСПЕКТИВЫ УМЕНЬШЕНИЯ МАССЫ КОНСТРУКЦИИ

Одной из фундаментальных проблем авиации является уменьшение массы конструкции, поскольку перетяжеление влечет за собой ухудшение всех основных технико-экономических показателей летательного аппарата. Сложность весовой проблемы усугубляется при этом требованиями достижения предельно высокой грузоподъемности и производительности.

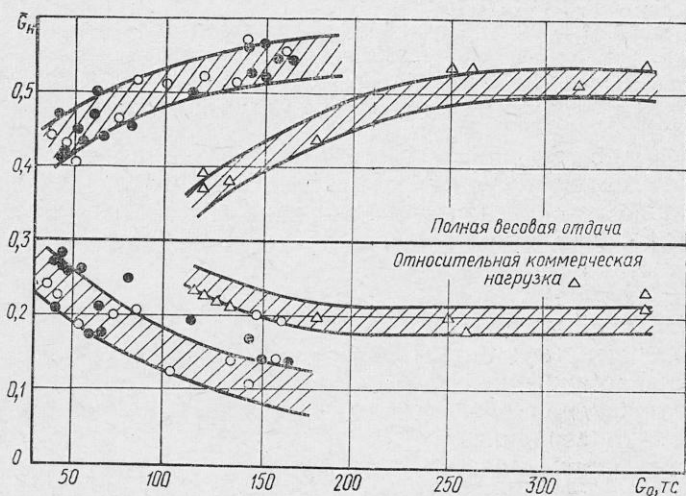


Рис. 7.2. Зависимость весовой отдачи транспортных самолетов от взлетного веса  $G_0$ :

● — существующие самолеты; ○ — модификации СОВП; △ — широкофюзеляжные самолеты

Известно, что коэффициент весовой отдачи и производительность пассажирских самолетов помимо совершенствования конструкции повышаются за счет увеличения взлетной массы (рис. 7.2), что привело к созданию самолетов-аэробусов с большой пассажиреместимостью. Однако дальнейшее повышение весовой отдачи самолета этим путем имеет свои границы, которые позволяют говорить о «весовом барьере» самолетной конструкции. Поэтому для большинства современных СОВП величина  $k_{в.о}$  не превышает 0,5—0,55.

Повышение аэродинамического качества, нагрузки на крыло, уровня напряжений в конструкции, а также снижение удельного расхода топлива в крейсерском полете и удельного веса двигателя

приводят к смещению «весового барьера» в сторону более высоких значений взлетного веса. В то же время, как было показано в разд. 7.1, аэродинамическое качество пассажирских самолетов не может превысить величины  $K_{max}=17 \dots 18$ . Нагрузка на крыло у лучших самолетов в настоящее время не превосходит  $650 \text{ кг/м}^2$ ; дальнейшее увеличение этого параметра ограничено величиной  $p_k=720 \dots 750 \text{ кг/м}^2$  главным образом вследствие малой эффективности существующих систем механизации крыла, которые не обеспечивают заданную длину ВПП и приемлемую скорость захода на посадку. Кроме того, дальнейшему росту взлетного веса свыше  $G_0=350 \dots 400 \text{ тс}$  препятствует ряд эксплуатационных условий (нагрузка на колесо, акустические характеристики, частота движения, обеспечение приемлемой загрузки и т. д.).

Расчеты показывают [49], что предельным и почти недостижимым значением весовой отдачи пассажирских самолетов с учетом перечисленных выше факторов и возможностями применения новых материалов является величина  $k_{в.о} \leq 0,7$ .

## 7.3. ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Известно, что улучшение основных показателей летательных аппаратов в настоящее время определяется главным образом достижениями в авиадвигателестроении. Рис. 7.3 иллюстрирует динамику снижения удельного веса ДТРД, устанавливаемых на большинстве современных зарубежных пассажирских самолетов. Видно, что за прошедшие годы (примерно с середины 50-х годов) благодаря применению прогрессивных методов конструирования, применению легких сплавов, совершенствованию технологии и т. д. удельный вес двигателей снизился примерно на одну треть с величины  $\gamma=0,3 \dots 0,4 \text{ кг/кгс}$  тяги до  $\gamma=0,18 \dots 0,20 \text{ кг/кгс}$  тяги в настоящее время.

Вместе с тем, даже при реализации в ДТРД третьего поколения более высоких значений степени повышения давления и температуры газа перед турбиной по сравнению с существующими двигателями ( $\pi_k^*=40 \dots 50$ ;  $T_3=1600 \dots 1700 \text{ К}$ ) в течение ближайших 10—15 лет снижение удельного веса ДТРД составит не более 10%, так как дальнейшее снижение веса двигателя может происходить только за счет вспомогательных агрегатов (топливных и масляных насосов, радиаторов, системы зажигания, пуско-регулирующей аппаратуры и т. п.), вес которых практически не может быть изменен. Поэтому можно

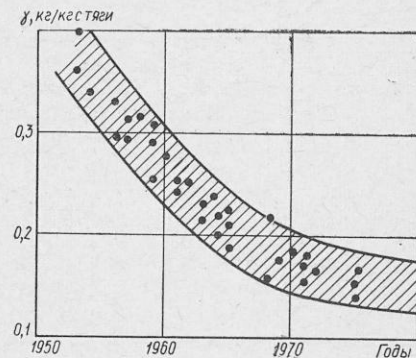


Рис. 7.3. Изменение по годам удельного веса ДТРД для пассажирских самолетов

ожидать, что за рубежом к 1980—1985 гг. удельный вес ДТРД достигнет уровня 0,13...0,15 кг/кгс тяги (с учетом ограничений по допустимому уровню шума). Таким образом, можно предположить, что нижним пределом для удельного веса маршевых ДТРД, основанных на существующих принципах, может быть величина  $\gamma = 0,12 \dots 0,14$  кг/кгс тяги.

Повышение экономичности авиационных силовых установок, наблюдаемое в последнее десятилетие, является следствием форси-

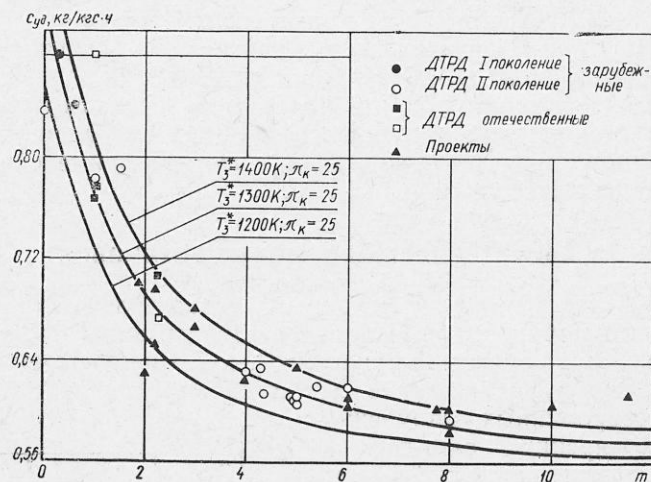


Рис. 7.4. Влияние степени двухконтурности на удельный расход топлива  $c_{уд}$  в полете для существующих ДТРД ( $H = 11$  км,  $M = 0,8$ )

рования параметров рабочего процесса и перехода к ДТРД с большими степенями двухконтурности. Эти мероприятия позволили снизить удельный расход топлива в дозвуковом полете, составлявший в начале 50-х годов около 1 кг/кгс тяги·ч, до величины примерно 0,6 кг/кгс тяги·ч у лучших двигателей, находящихся в эксплуатации в настоящее время (рис. 7.4). При этом достигнуты значения  $\pi_{к*} = 25$ ,  $T_3^* \geq 1500$  К, а относительный расход воздуха в наружном контуре увеличился до  $m = 8$ .

Разработанные ДТРД третьего поколения будут иметь еще более высокие значения этих параметров, поэтому целесообразно оценить предельные возможности повышения экономичности современных ГТД, работающих по циклу Брайтона, и необходимые при этом параметры рабочего процесса, не взирая на степень реальности этих параметров в данный момент. Аналитические исследования этого вопроса проводились ранее в работе [13]. Наиболее полно эта задача решена в работе [37], основные результаты которой приводятся ниже.

Был параметрически исследован нефорсированный ДТРД для  $M \leq 1$  со свободным турбовентилятором и двумя отдельными соплами внутреннего и наружного контуров, для которых характер зависимости тяги и удельного расхода топлива от параметров процесса принципиально тот же, что и для других схем ДТРД.

Приведенная по данным расчетов на ЭВМ зависимость  $c_R = f(T_3^*)$  (рис. 7.5) при оптимальном распределении энергии и массы по контурам на крейсерском режиме ( $H = 11$  км;  $M = 0,85$ ) показывает, что теоретически минимальное значение  $c_{Rкр} = 0,45 \dots 0,46$  может быть получено при таких значениях параметров рабочего процесса и двигателя ( $m = 50$ ;  $\pi_{к*} = 500$ ;  $T_3^* = 3000$  К), которые физически не могут быть реализованы в схеме ДТРД. Поэтому с большой степенью достоверности можно считать, что реальные предельные значения экономичности ДТРД находятся в области  $c_{Rкр} = 0,54 \dots 0,58$  кг/кгс тяги·ч, что близко к ожидаемым значениям удельного расхода топлива на крейсерском режиме полета для ДТРД третьего поколения (см. рис. 7.4).

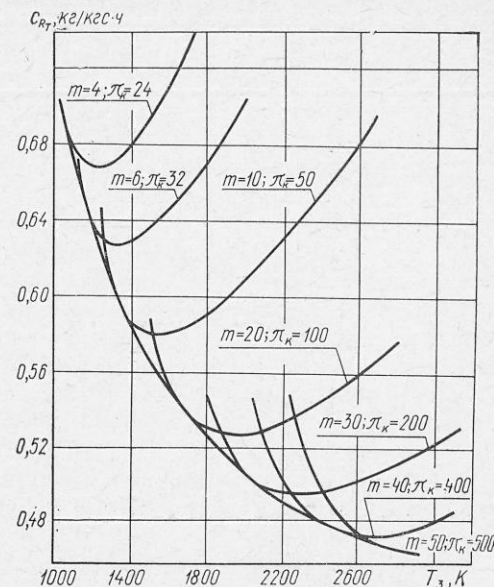


Рис. 7.5. Теоретическая зависимость удельного расхода топлива ДТРД при оптимальном распределении энергии и массы по контурам на крейсерском режиме ( $H = 11$  км;  $M = 0,85$ )

#### 7.4. АКУСТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Установление допустимых норм уровня воспринимаемого шума (см. гл. 4) стимулировало развитие подъемных турбовентиляторов для СКВП/СВВП с большими степенями двухконтурности и относительно низкими скоростями истечения струи. Удельная тяга таких вентиляторов равна 10—12, однако требования высокой надежности и введение планируемых, более жестких норм по допустимым уровням шума практически уравнивает характеристики турбовентиляторов с обычным маршевым ДТРД.

Основные источники шума в современном ДТРД показаны на рис. 4.3. Видно, что общий уровень воспринимаемого шума ДТРД имеет минимальное значение при  $m = 2,5 \dots 3$ , а затем возрастает в соответствии с ростом шума от вентилятора. В то же время из-

вестно, что при больших степенях двухконтурности величина  $\pi_b^*$  снижается и при  $m > 5 \dots 6$  необходимое сжатие воздуха в вентиляторе ( $\pi_b^* = 1,6 \dots 1,2$ ) может быть обеспечено в одной ступени. Однако даже одноступенчатый вентилятор обычной схемы создает на выходе шум, превышающий 120 ПNdБ.

Основными источниками шума вентилятора являются входной направляющий аппарат (ВНА) и концы лопаток. Поэтому снижение уровня шума ДТРД может быть достигнуто путем исключения ВНА и выбора сравнительно низких окружных скоростей  $u_b$ , чтобы поток на входе в вентилятор имел в относительном движении малые числа  $M$ . Экспериментальные данные показывают, что для достижения требуемого уровня воспринимаемого шума желательно, чтобы параметры, определяющие шум подъемного турбовентилятора, находились в пределах  $u_b \leq 30$  м/с;  $c_b \leq 250 \dots 300$  м/с, что значительно меньше, чем у современных ДТРД [36]. Дальнейшее снижение этих характерных величин приводит к непропорциональному возрастанию веса и усложнению турбовентилятора, что делает бесперспективным его применение.

Оценим влияние некоторых газодинамических параметров на акустические характеристики ДТРД. Ниже приводятся аналитические зависимости для определения уровня воспринимаемого шума реактивных струй и вентилятора, модифицированных для расстояния 150 м сбоку от ВПП.

Основная расчетная формула для определения максимального линейного уровня воспринимаемого шума струи горячего контура: при  $300 < c_5 < 750$  м/с

$$PNL_{c_1} = 61 \lg R_1 + 14 \lg \rho_5' + 761 \lg c_5' - 113 \text{ ПNdБ}; \quad (7.1)$$

при  $c_5' < 300$  м/с

$$PNL_{c_1} = 61 \lg R_1 + 14 \lg \rho_5' + 461 \lg c_5' - 38,5 \text{ ПNdБ}. \quad (7.2)$$

После замены значений плотности  $\rho_5'$  и скорости истечения  $c_5'$  через перепады давлений  $\pi_{pc_1}$  и полные температуры газа  $T_5^{*}$  в выходных соплах формулы (7.1) и (7.2) имеют вид

при  $300 < c_5' < 750$  м/с

$$PNL_{c_1} = 61 \lg R_1 + 24 \lg T_5^{*} + 3,51 \lg \pi_{pc_1} + 381 \lg \left( 1 - \frac{1}{\pi_{pc_1}^{0,25}} \right) + 49,5 \text{ ПNdБ}; \quad (7.3)$$

при  $c_5' < 300$  м/с

$$PNL_{c_1} = 61 \lg R_1 + 9 \lg T_5^{*} + 3,51 \lg \pi_{pc_1} + 231 \lg \left( 1 - \frac{1}{\pi_{pc_1}^{0,25}} \right) + 74 \text{ ПNdБ}. \quad (7.4)$$

Шум струи вентиляторного контура в статических условиях для любых скоростей истечения

$$PNL_{c_2} = 61 \lg R_2 + 14 \lg \rho_5'' + 761 \lg c_5'' - 113 \text{ ПNdБ} \quad (7.5)$$

$$\text{и } PNL_{c_2} = 61 \lg R_2 + 24 \lg T_5^{*''} + 3,51 \lg \pi_{pc_2} + 381 \lg \left( 1 - \frac{1}{\pi_{pc_2}^{0,286}} \right) + 47,2 \text{ ПNdБ}. \quad (7.6)$$

Суммарный шум обеих выхлопных струй

$$PNL_{\Sigma} = 10 \lg \left[ \text{antilg} \frac{PNL_{c_1}}{10} + \text{antilg} \frac{PNL_{c_2}}{10} \right] \text{ ПNdБ}. \quad (7.7)$$

Основная расчетная формула для определения максимального линейного уровня воспринимаемого шума одноступенчатого вентилятора с ВНА в статических условиях

$$PNL_b = 47,51 \lg u_b + 7,51 \lg G_b - 22,5 \text{ ПNdБ}. \quad (7.8)$$

При определении уровня шума компрессора шум от последующих ступеней учитывается зависимостью вида

$$PNL_b = k_1 - k_2 \text{ ПNdБ}, \quad (7.9)$$

где  $k_1 = 47,51 \lg u_b + 7,51 \lg G_b$ ;

$k_2$  — коэффициент, учитывающий шум последующих ступеней;

$k_2 = 18,5$  для двухступенчатого,  $k_2 = 15,5$  для трехступенчатого и  $k_2 = 13,5$  для многоступенчатого вентилятора.

Исключение ВНА из схемы ДТРД снижает уровень шума вентилятора на 3 ПNdБ, и в этом случае  $k_2 = 25,5$ .

Снижение шума вентилятора может быть достигнуто путем акустической обработки входных и выходных каналов ДТРД, а также введением разделителей потоков. Ориентировочно численное значение снижения уровня воспринимаемого шума при этом составит 13 ПNdБ, что следует учитывать при использовании формул (7.1) — (7.9) для расчета акустически обработанного вентилятора.

Акустические характеристики определялись по приведенной выше методике на ЭВМ для оптимизированных по  $c_R$  ДТРД и следующих параметрах:

степень двухконтурности	$m = 0 \dots 16$
степень повышения давления	$\pi_k^* = 10 \dots 25$
температура газа перед турбиной	$T_3^* = 1000 \dots 1600$ К

Удельный вес двигателей определялся по методике, предложенной фирмой Боинг [58].

Анализ выполненных расчетов (рис. 7.6) показывает, что:

— с увеличением общей степени повышения давления уровень воспринимаемого шума снижается, причем наиболее интенсивно при низких  $T_3^*$  и высоких  $m$  (кривые 1, 2, 3);

— с понижением  $T_3^*$  и увеличением  $m$  уровень шума снижается, причем наиболее интенсивно при низких  $T_3^*$  и малых  $m$  (кривые 1, 4).



Расчетные уровни воспринимаемого шума акустически обработанных двигателей, представленные на рис. 7.6 (пунктир), показывают, что акустическая обработка наиболее эффективна при низких  $\pi_k^*$  и  $T_3^*$  и высоких степенях двухконтурности.

На рис. 7.7 представлены результаты расчета удельных весов и расхода топлива для подъемных двигателей. Видно, что малозумные подъемные двигатели имеют  $\gamma = 0,10 \dots 0,14$  кг/кгс тяги и  $c_{R_0} = 0,29 \dots 0,32$  кг/кгс тяги·ч.

На вес подъемного турбовентилятора большое влияние оказы-

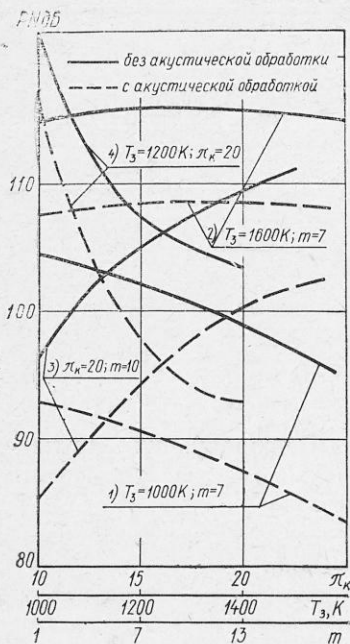


Рис. 7.6. Зависимость уровня воспринимаемого шума на расстоянии 150 м сбоку от ВПП от основных газодинамических параметров двигателя

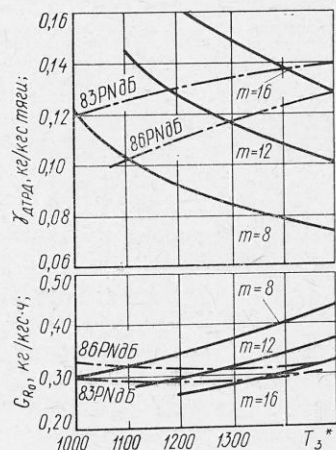


Рис. 7.7. Зависимость удельного веса  $\gamma$  и расхода топлива  $c_{R_0}$  подъемных турбовентиляторов от параметров рабочего процесса

вает выбор расчетного значения  $\pi_k^*$ . Согласно [36, 64, 72], у подъемных турбовентиляторов при  $\pi_k^* = 1,15 \dots 1,25$  удельный вес  $\gamma = 0,06 \dots 0,08$ . Акустическая обработка увеличивает вес вентилятора приблизительно на 10—15%, а с учетом веса газогенератора его удельный вес повышается до  $\gamma_{ТВ+ГГ} = 0,11 \dots 0,15$ .

Параметры рабочего процесса и тип газогенератора существенно влияют на удельный расход топлива силовой установки с подъемным турбовентилятором. Так, по результатам проработок фирмы Дженерал Электрик, вентилятор с ТРД-газогенераторами имеет  $c_{R_0} \approx 0,38$ , тогда как ПТВ с ДТРД-газогенераторами  $c_{R_0} \approx 0,48$  [72].

Проведенное параметрическое исследование характеристик современных ГТД показало, что для удовлетворения требованиям по

шуму двигателя перспективных летательных аппаратов должны иметь значения параметров рабочего процесса и удельные характеристики (при обязательной акустической обработке вентилятора), приведенные в табл. 7.1.

Таблица 7.1

Основные характеристики перспективных ГТД, удовлетворяющих требованиям по шуму (95 РНдБ на расстоянии 150 м сбоку от ВПП) при обязательной акустической обработке вентилятора

Тип силовой установки	$m$	$T_3^*$ , К	$\pi_k^*$ ( $\pi_n^*$ )	$\gamma$ , $\frac{\text{кг}}{\text{кгс тяги}}$	$c_{R_0}$ , $\frac{\text{кг}}{\text{кгс тяги} \cdot \text{ч}}$
Маршевые двигатели	13—19	1000—1200	20—25	0,25—0,28	0,17—0,20
Подъемные двигатели	8—16	1000—1500	8—10	0,10—0,14	0,29—0,32
Подъемные вентиляторы (с газогенератором)	15—20	—	(1,15—1,20)	0,11—0,15	0,38—0,48

Таким образом, акустическая обработка канала вентилятора и снижение  $T_3^*$  позволяют снизить общий уровень шума подъемно-тяговой системы до требуемой в настоящее время величины, однако вызывают существенное увеличение удельного веса силовой установки и при ужесточении допустимых норм по уровню воспринимаемого шума (см. гл. 4) не имеют резервов для дальнейшего улучшения акустических характеристик перспективных СКВП/СВВП.

## 7.5. ЗАГРЯЗНЕНИЕ ОКРУЖАЮЩЕЙ СРЕДЫ

За последние годы заметно увеличился объем исследований о влиянии полетов самолетов на загрязнение стратосферы, изменение уровня солнечной радиации и климат Земли. В ряде стран эти исследования проводятся по своим программам в США — СТАР; в Великобритании — COMESA; во Франции — COVOS. В Советском Союзе эта проблема не приобрела еще остроты вследствие относительно меньшей интенсивности развития транспортных средств и большей отдаленности аэродромов от густонаселенных районов.

По существующим оценкам, воздушный транспорт создает около 1% общего загрязнения атмосферы, однако в зонах крупных аэропортов его доля значительно выше и сравнима с общим уровнем загрязнения в крупных городах. Кроме того, загрязнения от выхлопа тяжелых самолетов, по мнению исследователей, разрушают тонкий слой озона на высоте 20—25 км, что приводит к избыточному облучению Земли ультрафиолетовым излучением Солнца.

Дымление выхлопа ГТД обусловлено наличием мельчайших частиц несгоревшего углерода размером 0,01—0,1 мкм (сажа), кото-

рые в виде черных шлейфов сопровождают взлет и набор высоты самолетов, а также наличием токсичных веществ: окиси углерода CO, различных углеводородов C<sub>x</sub>H<sub>y</sub>, альдегидов, окислов азота и серы NO<sub>x</sub> и SO<sub>x</sub>, продуктов разложения различных добавок к топливу, улучшающих его эксплуатационные характеристики, а также больших количеств воды и углекислого газа.

В настоящее время ведутся работы по созданию недорогих присадок для уменьшения дымности ГТД, не дающих в выхлопе токсичных составляющих и не ухудшающих характеристики двигателя. Эффективных присадок, удовлетворяющих этим требованиям, пока не создано.

Агентство по охране окружающей среды (EPA) согласно закону о незагрязнении атмосферы, принятому в США в 1970 г., разработало нормы допустимого уровня концентрации токсичных компонентов и дымления существующих и перспективных ГТД (табл. 7.2) [68]. Эти нормы относятся к двигателям, поступающим на эксплуатацию после 1978 г., и нормируют удельный выход токсичного компонента за цикл взлета — посадки, который регламентируется для всех типов самолетов.

Таблица 7.2

**Нормы EPA (США) по допустимому уровню токсичных веществ в выхлопе авиационных ГТД за цикл взлета—посадки с учетом предполетной подготовки и регламентных работ**

Двигатели	1979 г. Новые выпускаемые двигатели			1981 г. Двигатели, получившие свидетельство о годности к эксплуатации		
	C <sub>н</sub> загр в г/кгс тяги·ч для ДТРД и г/л.с·ч для ТВД и ВСУ					
	Углеводороды	Окись углерода	Окислы азота	Углеводороды	Окись углерода	Окислы азота
ТРД с тягой менее 3,5 тс	1,6	9,4	3,7	—	—	—
ТРД и ДТРД с тягой более 3,5 тс (кроме JT3D и JT8D)	0,8	4,3	3,0	0,4	3,0	3,0
Все модификации JT3D и JT8D	0,8	4,3	3,0	—	—	—
ТВД	2,2	12,2	5,85	—	—	—
ВСУ	0,18	2,27	1,36	—	—	—

Можно ожидать, что для зарубежных двигателей к 1990 г. загрязнение от NO<sub>x</sub> в крейсерском полете будет уменьшено в 10 раз по сравнению с современными двигателями. Выделение монооксида углерода и несгоревших углеводородов к этому же времени удастся уменьшить не более чем в 2 раза, так как уже сейчас достигнута высокая полнота сгорания в крейсерском полете.

## 7.6. СТОИМОСТЬ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

Жесткие требования по шуму, загрязнению, безопасности и регулярности полетов, предъявляемые к современным летательным аппаратам, приводят к быстрому возрастанию их стоимости. Беспрецедентный рост затрат на разработку и создание зарубежных пассажирских самолетов показан на рис. 7.8. Стоимость разработки каждого из современных широкофюзеляжных пассажирских самолетов превышает миллиард долларов при коммерческой стоимости одного самолета около 20 млн. долл. На разработку сверхзвукового пассажирского самолета «Конкорд» Англией и Францией затрачено 2,46 млрд. долл., а для его модификации требуется еще дополнительно 506 млн. долл. Предельная цена «Конкорда», установленная в размере 47,5 млн. долл., как полагают фирмы-изготовители, ниже его фактической себестоимости.

Согласно прогнозам, в США в течение 12 лет будет израсходовано 53 млрд. долл. на замену самолетного парка, а на строительство новых аэропортов в период 1974—1983 гг. будет затрачено 75 млрд. долл. [63]. При этом большие суммы расходуются на мероприятия по снижению уровня шума в районе аэродрома; так, например, согласно новой программе развития аэропортов Японии для этой цели выделен 1 млрд. долл., что составляет 30% бюджета на развитие аэропортов.

Приведенные данные показывают, что несмотря на прогрессирующее увеличение объемов работ, проводимых за рубежом для улучшения основных характеристик транспортных летательных аппаратов, получаемые результаты минимальны, что позволяет сделать вывод о том, что эти характеристики на современном этапе развития гражданской авиации можно рассматривать как предельные (табл. 7.3).

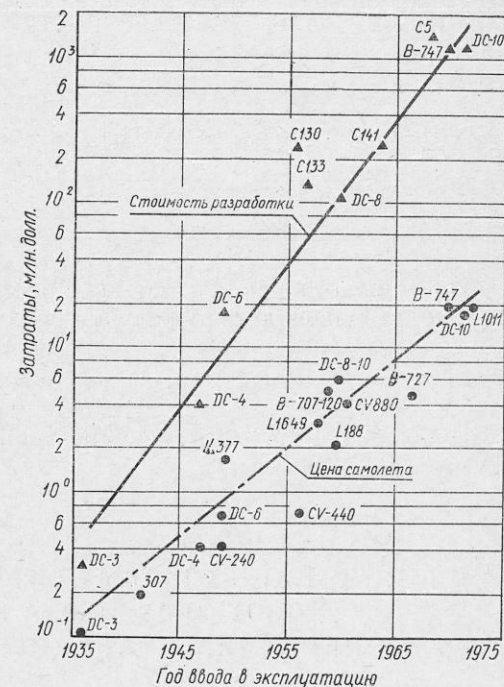


Рис. 7.8. Стоимость разработки и цена зарубежных транспортных самолетов

Возможные предельные значения основных характеристик пассажирских самолетов и силовых установок

Характеристика	Размерность	Величина
Аэродинамическое качество $K$ ( $M=0,8$ )	—	16,5—17,5
Коэффициент весовой отдачи $k_{в,о}$	—	0,55—0,6
Удельный вес маршевых ДТРД $\gamma$	кг/кгс тяги	0,12—0,14
Удельный крейсерский расход топлива ДТРД $c_{R_{кр}}$	кг	0,54—0,58
Себестоимость перевозки $a$	коп/(т·км)	8—10

Для удовлетворения социально-экономическим требованиям по шуму и загрязнению окружающей среды необходимо снижать параметры рабочего процесса двигателя ( $\pi_k^*$  и  $T_3^*$ ), что приводит к существенному (в 1,5—2,0 раза) ухудшению основных характеристик ДТРД (см. табл. 7.1). При ужесточении допустимых норм по шуму и загрязнению ДТРД не имеют резервов для дальнейшего улучшения по этим параметрам.

## Глава 8. ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТЕЙ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ПОДЪЕМНО-ТЯГОВЫХ СИСТЕМ САМОЛЕТОВ КОРОТКОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ И САМОЛЕТОВ ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

### 8.1. СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЕДИНОЙ И КОМБИНИРОВАННОЙ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

Оценим зависимость весовых показателей силовой установки от типа устанавливаемых на СКВП/СВВП двигателей на примере двух, наиболее характерных, вариантов:

— СУ с маршевыми ДТРД, используемыми на режиме взлета как генераторы газа для подъемных турбовентиляторов, расположенных в носовой и хвостовой частях фюзеляжа (рис. 8.1, вариант А);

— комбинированная СУ, имеющая подъемно-маршевые двигатели с поворотом вектора тяги и дополнительные подъемные двигатели, используемые как генераторы газа для подъемного турбовентилятора (рис. 8.1, вариант Б).

Рассмотрим наиболее общий случай — силовую установку для СВВП и в дальнейшем покажем, что полученные результаты применимы как для аналогичной силовой установки СКВП, так и для других вариантов силовой установки СВВП/СКВП с ДТРД. Опре-

деление газодинамических параметров силовой установки производится в основном по соотношениям, приведенным в работах [13, 23, 26, 36, 43].

Задаваясь исходным значением степени повышения давления в компрессоре при отборе воздуха для управления  $\pi_{к(0)}^*$  и величиной

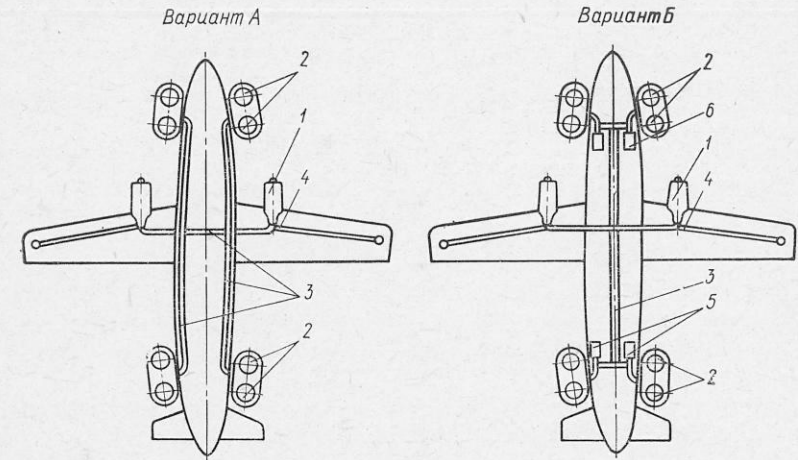


Рис. 8.1. Схемы силовых установок СВВП с подъемными турбовентиляторами:

1—маршевый ДТРД; 2—подъемный турбовентилятор; 3—основные трубопроводы; 4—управляющие трубопроводы; 6—газогенераторы (подъемные двигатели)

температуры газов  $T_3^*$  перед турбиной, находим температуру газов за турбиной основного двигателя:

$$T_4^* = T_3^* - \Delta T_T^* = T_3^* - k \Delta T_k^*, \quad (8.1)$$

где

$$k = \frac{c_{pв}}{c_{pг}} = \frac{R_в k_в (k_г - 1)}{R_г k_г (k_в - 1)}; \quad k = 0,875;$$

$\nu, \gamma$  — соответственно параметры воздуха и газа;  
 $\Delta T_k^*$  — повышение температуры воздуха при сжатии в компрессоре:

$$\Delta T_k^* = T_1^* (\pi_k^{*0,286} - 1) \frac{1}{\eta_k^* (1 - \bar{G}_{отб}) (1 - q_T)}, \quad (8.2)$$

где  $\bar{G}_{отб}$  — отношение величины отбираемого воздуха к расходу воздуха через компрессор ДТРД:

$$\bar{G}_{отб} = 0,06 \dots 0,13; \quad G_{отб,ср} = 0,1;$$

$q_T$  — отношение секундного расхода топлива к расходу компрессора; определяется по таблицам [26] в зависимости от коэффициента полноты сгорания топлива

$$\eta_z = 0,94 \dots 0,97;$$

$T_1^*$  — температура торможения перед компрессором, равная температуре окружающей среды при  $V=0$ ,  $T_{1(V=0)}^* = T_H$ ;

$\eta_K^*$  — КПД компрессора. Среднее значение  $\eta_K^* = 0,85$  [24], для осевых многоступенчатых компрессоров  $\eta_K^* = 0,84 \dots 0,88$ , а для отдельных ступеней  $\eta_K^* = 0,86 \dots 0,9$  [23].

Степень расширения газов в турбине с учетом отбора воздуха

$$\pi_T^* = \frac{1}{\left[ 1 - \frac{k \Delta T_{K(0)}^*}{\eta_T^* T_3^*} \right]^{\frac{k_r - 1}{k_r}}} \quad (8.3)$$

Поскольку

$$k \Delta T_K^* = \Delta T_T^* \text{ и } \frac{k_r - 1}{k_r} = 0,25,$$

то

$$\pi_T^* = \left( \frac{\eta_T^* T_3^*}{\eta_T^* T_3^* - \Delta T_T^*} \right)^4, \quad (8.4)$$

где  $\Delta T_T^*$  — срабатываемая величина температуры на турбине основного двигателя;

$\eta_T^*$  — КПД турбины;  $\eta_T^* = 0,86 \dots 0,92$  [24]; в среднем  $\eta_T^* = 0,9$  [26].

Располагаемая степень расширения от полного давления газов за турбиной до атмосферного давления

$$\pi_p^* = \frac{\sigma_{вх} \sigma_{к.с} \pi_{K(0)}^* \pi_v}{\pi_T^*}, \quad (8.5)$$

где  $\sigma_{вх}$ ,  $\sigma_{к.с}$  — потери полного давления на входе в компрессор и в камере сгорания двигателя;  $\sigma_{вх} = 0,97$  [24];  $\sigma_{к.с} = 0,97 \dots 0,94$  [26];  $\pi_v$  — степень повышения давления воздуха при адиабатическом торможении от скорости полета до нулевой.

Из равенства мощностей турбины и вентилятора определяется температура газов за турбиной подъемного турбовентилятора (ПТВ)

$$T_{T(ПТВ)}^* = T_{\Phi 1}^* - \Delta T_{T(ПТВ)}^*, \quad (8.6)$$

где  $T_{\Phi 1}^*$  — температура подогрева газов в камере перед турбиной ПТВ; при отсутствии подогрева и тепловых потерь по газовому

тракту  $T_{\Phi 1} = T_4$ ;  $\Delta T_{T(ПТВ)}^*$  — перепад температур, срабатываемый на турбине ПТВ, равный

$$\Delta T_{T(ПТВ)}^* = k T_H \frac{\pi_B^{* \frac{k_r - 1}{k_r}} - 1}{\eta_B^*} m_1; \quad (8.7)$$

$\pi_B^*$  — степень повышения давления воздуха в вентиляторе;

$\eta_B^*$  — КПД вентилятора;

$$\eta_B^* = \frac{\eta_{ПТВ}^*}{\eta_{T(ПТВ)}^*}; \quad \eta_B^* = 0,78 \dots 0,8 [26];$$

$m_1$  — отношение расхода воздуха через ПТВ к расходу газа турбины ПТВ [36]

$$m_1 = \frac{m}{(1 - \bar{\sigma}_{отб})(1 + q_T)(1 - \bar{\sigma}_{ут})(1 + q_{т.ф1})}, \quad (8.8)$$

$m$  — степень двухконтурности ПТВ;

$\bar{\sigma}_{ут}$  — относительная утечка газов между турбиной двигателя и турбиной ПТВ;

$q_{т.ф1}$  — отношение секундного расхода топлива в форсажной камере перед турбиной ПТВ к расходу воздуха через компрессор; определяется по таблицам и графикам [26].

Степень расширения газов в турбине ПТВ в предположении  $T = \text{const}$  вдоль газового тракта

$$\pi_{T(ПТВ)}^* = \left[ \frac{\eta_{T(ПТВ)}^* T_4^*}{\eta_{T(ПТВ)}^* T_4^* - \Delta T_{T(ПТВ)}^*} \right]^{\frac{k_r}{k_r - 1}}, \quad (8.9)$$

где  $\eta_{T(ПТВ)}^*$  — КПД турбины ПТВ.

Степень расширения газов в реактивном сопле при наличии ПТВ

$$\pi_c^* = \frac{\pi_p^* \sigma_{п} \sigma_{\Phi 1}}{\pi_{T(ПТВ)}^*}, \quad (8.10)$$

где  $\sigma_{п}$ ,  $\sigma_{\Phi 1}$  — потеря полного давления на поворот газового потока и в камере подогрева газа перед турбиной ПТВ;  $\sigma_{п} = 0,95$  [24];  $\sigma_{\Phi 1} = 0,88 \dots 0,93$  [26].

Скорость газа на выходе из реактивного сопла ПТВ и вентилятора

$$v_r = \varphi_c \sqrt{2g \frac{k_r - 1}{k_r} R_r T_{T(ПТВ)}^* \left( 1 - \frac{1}{\pi_c^{* \frac{k_r - 1}{k_r}}} \right)} = 47,2 \times \sqrt{T_{T(ПТВ)}^* \left( 1 - \frac{1}{\pi_c^{* 0,25}} \right)}; \quad (8.11)$$

$$v_B = \varphi_B \sqrt{2g \frac{k_r}{k_r - 1} R_r T_{\text{фг}}^* \left[ 1 - \frac{1}{\left( \frac{k_B - 1}{(\sigma_{\text{вх.в}} \sigma_{\text{ф2}} \sigma_{\text{п2}} \pi_B^*)^{k_B} \right)} \right]} =$$

$$= 43,6 \sqrt{T_{\text{ф2}}^* \left[ 1 - \frac{1}{(\sigma_{\text{вх.в}} \sigma_{\text{ф2}} \sigma_{\text{п2}} \pi_B^*)^{0,286}} \right]}, \quad (8.12)$$

где  $\varphi_c, \varphi_B$  — коэффициенты скорости реактивного сопла и вентилятора;

$\sigma_{\text{вх.в}}$  — потери полного давления на входе в вентилятор;

$\sigma_{\text{ф2}}$  — потери полного давления в форсажной камере после вентилятора;

$\sigma_{\text{п2}}$  — потери полного давления в устройствах после вентилятора;

$T_{\text{ф2}}^*$  — температура подогрева воздуха в форсажной камере после вентилятора; при отсутствии подогрева  $T_{\text{ф2}}^* = T_B^*$ ;  $k_r = k_B$  и тогда

$$T_B^* = T_H \left( 1 + \frac{\pi_B^{0,286} - 1}{\gamma_B^*} \right). \quad (8.13)$$

Вертикальная тяга воздушного контура при  $V=0$  равна секунднему изменению количества движения воздуха, проходящего через вентилятор:

$$R_B = \frac{m G_K}{g} v_B \omega \cos \varphi \cos \beta, \quad (8.14)$$

где  $G_B, G_K$  — соответственно расходы воздуха через вентилятор ПТВ и компрессор газогенератора;  $\omega$  — коэффициент, учитывающий модуляцию тяги ПТВ;  $\varphi$  — угол поворота струи для создания горизонтальной составляющей тяги;  $\beta$  — угол поворота струи в отклоняющем устройстве для создания управляющих усилий.

Вертикальная тяга газового контура при  $V=0$

$$R_r = \frac{m}{m_1} \frac{G_K}{g} v_r \omega \cos \varphi \cos \beta. \quad (8.15)$$

Вертикальная тяга ПТВ

$$R_{\text{ПТВ}} = \sum_i R_{B_i} + R_{r_i}. \quad (8.16)$$

Расход топлива силовой установки с ПТВ равен сумме расходов в основной камере сгорания, камере подогрева газов перед турбиной ПТВ и форсажной камере после вентилятора:

$$G_r = G_{r1} + G_{r,\text{ф1}} + G_{r,\text{ф2}}, \quad (8.17)$$

или

$$G_r = 3600 \{ G_K (1 - \bar{G}_{\text{отб}}) [q_{r1} + q_{r,\text{ф2}} (1 + q_{r1}) (1 - \bar{G}_{\text{вт}}) \times$$

$$\times (1 - \bar{G}_{\text{отб2}})] + G_K m q_{r,\text{ф2}} \} t_{\text{в.п}}. \quad (8.18)$$

В случае отсутствия подогрева воздуха перед турбиной ПТВ и дожигания во втором контуре

$$G_r = G_K (1 - \bar{G}_{\text{отб}}) q_{r1} t_{\text{в.п}}^*, \quad (8.19)$$

где  $t_{\text{в.п}}$  — суммарное время, потребное для осуществления взлета и посадки, с.

Анализ параметров, влияющих на характеристики силовой установки с ПТВ, показал, что минимальный удельный вес ПТВ получается в диапазоне  $\pi_B^* = 1,5 \dots 1,7$  [12, 36], в то время как минимальный удельный вес СУ при минимальном  $c_{R_0}$  достигается при следующих параметрах рабочего процесса:

$$\pi_B^* = 1,15 \dots 1,25; \quad T_3^* = 1300\text{K}; \quad \pi_{\text{к(о)}}^* = 6 \dots 8;$$

$$m = 10 \dots 12 \text{ [12]}.$$

Степень повышения давления воздуха в компрессоре при отборе [36]

$$\pi_{\text{к(о)}}^* = \pi_{\text{к}}^* (1 - \bar{G}_{\text{отб}}) \left[ \frac{1 + q_{\text{т.отб}}}{1 + q_{\text{т}}} \sqrt{\frac{T_{3\text{отб}}^*}{T_3^*} \frac{f_{\text{с.а}}}{f_{\text{с.а.отб}}}} \right]. \quad (8.20)$$

В первом приближении величина, заключенная в квадратные скобки, равна единице. Тогда

$$\pi_{\text{к}}^* = \frac{\pi_{\text{к(о)}}^*}{1 - \bar{G}_{\text{отб}}}. \quad (8.21)$$

Удельная работа компрессора

$$L_K = 102,5 T_H (\pi_{\text{к}}^{0,286} - 1). \quad (8.22)$$

Мощность двигателя [43]

$$N_{\text{дв}} = \frac{L_K G_K}{75}. \quad (8.23)$$

Наружный диаметр вентилятора [43]

$$D_B = \sqrt{\frac{4 F_B}{\pi (1 - \bar{d}_B^2)}}, \quad (8.24)$$

где  $F_B$  — площадь, ометаемая вентилятором:

$$F_B = \frac{G_K m}{v_{\text{вх.в}} \gamma_B}; \quad (8.25)$$

$v_{\text{вх.в}} = 0,5 v_B$  — скорость воздуха на входе в вентилятор;  $\gamma_B$  — плотность воздуха на входе:

$$\gamma_B = \frac{p_{\text{вх}}}{R_B T_{\text{вх}}^*}, \quad (8.26)$$

$p_{вх}$  — давление воздуха на входе в колесо:

$$p_{вх} = \sigma_{вх,в} p_H \left( \frac{T_{вх}^*}{T_H} \right)^{\frac{k_B}{k_B-1}}, \quad (8.27)$$

$T_{вх}^*$  — температура воздуха на входе в вентилятор:

$$T_{вх}^* = T_H - \frac{v_{вх,в}^2}{2g \frac{k_B}{k_B-1} R_B} = T_H - \frac{v_{вх,в}^2}{2010}; \quad (8.28)$$

$\bar{d}_в$  — относительный диаметр втулки вентилятора:

$$\bar{d}_в = 0,35 \dots 0,4.$$

Диаметр ПТВ (по статистике)

$$D_{ПТВ} = (1,15 \dots 1,2) D_в.$$

По приведенной выше методике был проведен расчет основных параметров силовых установок с подъемными турбовентиляторами при следующих исходных данных:

$$\begin{aligned} \pi_{к(0)} &= 5,0 \dots 10,0; \pi_{\sigma} = 1,0; \pi_{в}^* = 1,2; m = 10; \\ t_{в,л} &= 3 \text{ мин}; T_H = 288\text{К} (+15^\circ \text{C}); p_H = 1,033 \text{ кгс/м}^2; \\ T_3^* &= 1300\text{К}; \bar{G}_{отб} = 0,9; G_{yT} = 0; \eta_z = 0,97; \\ \eta_k^* &= 0,85; \eta_{\pi}^* = 0,78; \eta_{\tau}^* = \eta_{\tau}^*(ПТВ) = 0,9; \eta_{ПТВ}^* = 0,7; \\ \omega &= 1,0; \sigma_{\pi 2} = 1,0; \sigma_{вх(к)} = \sigma_{вх,в} = 0,97; \sigma_{к,с} = 0,95; \\ \sigma_{\pi} &= 0,9; \sigma_{\phi 1} = \sigma_{\phi 2} = 1,0; \varphi_c = 0,98; \varphi_{\nu} = 0,97; \\ \varphi &= 30^\circ; \beta = 0^\circ; k_B = 1,4; R_B = 29,27 \text{ м/град}; \\ k_T &= 1,33; R_T = 29,4 \text{ м/град}; \left( \frac{k-1}{k} \right)_B = 0,286; \\ \left( \frac{k}{k-1} \right)_B &= 3,5; \left( \frac{k-1}{k} \right)_T = 0,25; \left( \frac{k}{k-1} \right)_T = 4,0; \\ F_B &= 0,105 G_k; D_в = 0,39 \sqrt{G_k}; \bar{d}_в = 0,35; \\ D_{ПТВ} &= 1,2 D_в. \end{aligned}$$

По результатам расчета построен график зависимостей  $R_0, N_{дв}, D_в, D_{ПТВ}, G_T = f(G_k)$  (рис. 8.2), позволяющий выбрать по осредненным данным основные параметры силовой установки с подъемным турбовентилятором при заданных начальных условиях.

Полученные зависимости справедливы и для других типов СУ СКВП/СВВП, в частности [36]:

— СКВП:  $\bar{G}_{отб} = 0; \pi_{\nu} = 0,95;$

— подъемные двигатели и поворотные ТРД:  $m = 0;$

$$\sigma_{\pi} = 1,0; \pi_{ПТВ}^* = 1,0; \cos \beta = 1,0; \pi_c^* = \pi_p^* \sigma_{\phi 1}.$$

При бесфорсажном двигателе  $\sigma_{\phi 1} = 1,0; \pi_c^* = \pi_p^*; R_B = R_{в,г};$   
 — ТРД с поворотным соплом:  $\pi_c^* = \pi_p^* \sigma_{\phi 1};$   
 при отсутствии форсажа  $\sigma_{\phi 1} = 1,0; \pi_c^* = \pi_p^* \sigma_{\pi};$   
 — подъемный ДТРД:  $\sigma_{\pi} = 1,0; \sigma_{\phi 1} = 1,0; \sigma_{\phi 2} = 1,0; T_{\phi 1}^* = T_4^*;$   
 $T_{\phi 2}^* = T_{в}^*; k_T = k_B.$   
 Вес агрегатов ПТВ оценивался по расчетным формулам, приведенным в [24, 36].

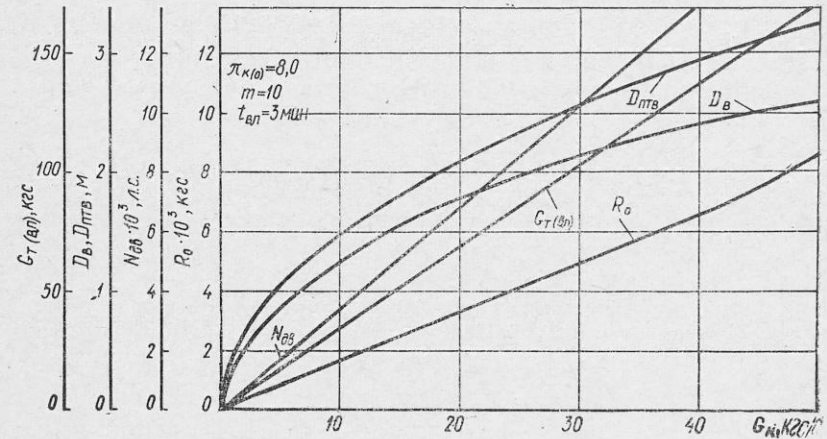


Рис. 8.2. Основные расчетные зависимости для подъемного турбовентилятора при заданных  $\pi_{к(0)}, m, t_{в,л}$

Были рассчитаны основные характеристики СУ СВВП в диапазоне  $G_0 = 15,0 \dots 30,0$  тс для СВВП, показанных на рис. 8.1. Результаты расчета в виде зависимостей  $G_{су} + G_{T(в,л)} = f(G_0)$  представлены на рис. 8.3.

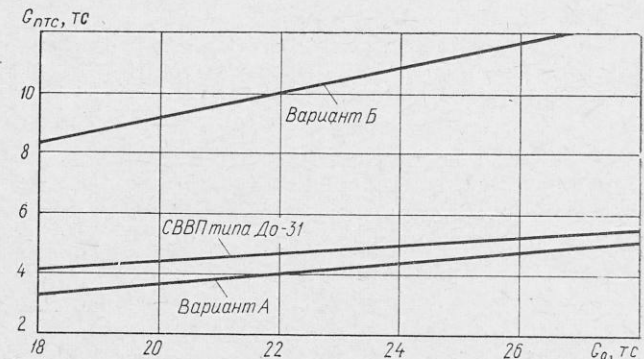


Рис. 8.3. Сравнение веса подъемно-тяговой системы СВВП с единой и комбинированной силовой установкой

Видно, что комбинированная силовая установка для всего диапазона исследованных взлетных весов имеет вес в 2—2,5 раза меньший, чем единая силовая установка, что при равных потребных тяговооруженностях пропорционально уменьшению затрат веса на создание одной и той же тяги у ПД. Для сравнения здесь же нанесены значения  $G_{CV}$  для реального СВВП типа Дорнье До31, прошедшего летные испытания. Как следует из рис. 8.3, рассчитанные по данной методике и фактические значения веса силовой установки имеют достаточно хорошее совпадение с учетом более высоких расчетных показателей  $\gamma$  и  $c_{R_0}$ , выбранных с поправкой на перспективу.

## 8.2. СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ВЕСОВОГО СОВЕРШЕНСТВА АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И СИЛОВЫХ СПОСОБОВ СОЗДАНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ

При тяговооруженности и нагрузке на крыло, выбранных из условий крейсерского полета, для эксплуатации СОВП требуются большие ВПП. Поэтому короткий взлет может быть осуществлен либо повышением несущей способности крыла при  $V_{min}$ , либо увеличением стартовой тяговооруженности.

При использовании систем создания прямой подъемной силы (ПД или ПТВ) уменьшение  $V_{min}$  достигается увеличением вертикальной составляющей тяговооруженности:

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2p(1 - \bar{R}_{0B})}{\rho c_{y_{max}}}}. \quad (8.29)$$

Как следует из (8.29), при  $R_{0B} \rightarrow 1,0$  скорость  $V_{min} \rightarrow 0$  и влияние механизации крыла на величину  $V_{min}$  уменьшается. При  $R_{0B} \rightarrow 0$  аэродинамическая механизация усложняется, что, так же как и увеличение  $R_0$ , влечет за собой увеличение веса подъемно-тяговой системы. Поэтому оптимальное соотношение между аэродинамическими и силовыми способами создания подъемной силы для СКВП в первом приближении может быть выбрано на основе весовой оценки каждой из ПТС.

При анализе аэродинамических систем создания подъемной силы рассмотрим крыло с осредненными параметрами, характерными для современных пассажирских самолетов:

$\rho = 400 \text{ кгс/м}^2$ ;  $\lambda = 7,0$ ;  $\chi_{1/4} = 0^\circ$ ;  $35^\circ$ ;  $\bar{l}_{зкр} = 0,7$ ;  $\bar{b}_{зкр} = 0,3$ ;  $\bar{S}_{зкр} = 0,17$ ;  $\bar{l}_{пкр} = 0,9$ ;  $\bar{b}_{пкр} = 0,15$ ;  $\bar{S}_{пкр} = 0,15$ .

Коэффициенты  $c_{y_{max}}$  крыла без механизации (плоского крыла — ПК) и крыла с различными типами механизации, рассчитанные по методике, изложенной в [73], приведены ниже.

Тип механизации:	$c_{y_{max}}$	
	$\chi_{1/4} = 0^\circ$	$\chi_{1/4} = 35^\circ$
Плоское крыло	1,3	1,3
однощелевой закрылок + предкрылок	2,3	1,8
двухщелевой закрылок + предкрылок	2,5	1,9
закрылок Фаулера + предкрылок	3,1	2,2

При анализе энергетических систем создания подъемной силы рассмотрены две концепции ПТС: обдув закрылков струей выхлопных газов от маршевых двигателей и использование дополнительных подъемных двигателей.

Аэродинамические характеристики системы реактивная струя — закрылок

$$c_{y_{max}} = c_{y_{max_{исх}}} + \Delta c_{y_T} + \eta c_T \sin(\theta + \alpha), \quad (8.30)$$

где  $c_{y_{max_{исх}}}$  — максимальный коэффициент подъемной силы исходного профиля;  $\Delta c_{y_T}$  — суперциркуляционное приращение коэф-

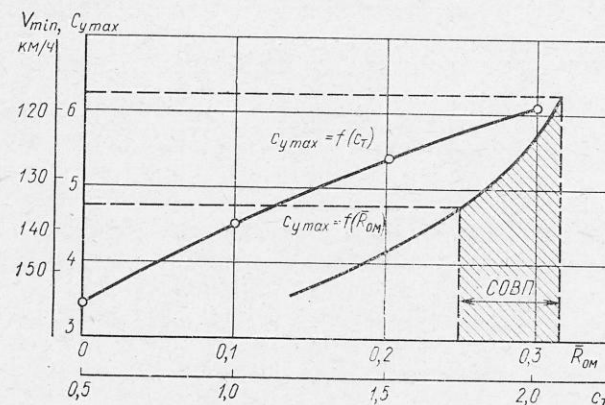


Рис. 8.4. Расчетная зависимость  $c_{y_{max}} = f(c_T, \bar{R}_{0M})$  для обдуваемых закрылков

фициента подъемной силы;  $\eta$  — коэффициент эффективности отклонения струи;  $c_T$  — коэффициент тяги системы.

Представим  $c_T$  указанной системы в следующем виде:

$$c_T = \frac{R_{0M}}{\frac{\rho V_{min}^2}{2} S_K} = \frac{2p}{\rho V_{min}^2} \bar{R}_{0M}, \quad (8.31)$$

откуда

$$c_{y_{max}} = \frac{c_T}{\bar{R}_{0M}}. \quad (8.32)$$

По результатам трубного эксперимента работы [53] и формулам (8.29), (8.32) рассчитаны зависимости  $c_{y_{max}}$ ,  $V_{min} = f(c_T, \bar{R}_{0M})$  (рис. 8.4). Видно, что при значениях  $\bar{R}_{0M} = 0,25 \dots 0,32$ , характерных для СОВП, указанная система позволяет получить  $V_{min} = 135 \dots 115 \text{ км/ч}$ .

При анализе ПТС с дополнительными подъемными двигателями рассматривается возможность их совместной работы с крылом, имеющим различные типы механизации, характеристики которой приведены выше.

В общем виде относительный вес ПТС СКВП

$$\bar{G}_{\text{ПТС}} = \bar{G}_k + \sum_i \bar{G}_{mi} + \sum_j (\gamma_{\text{су}} k_{\text{су}} + c_{R_0} t_{\text{в.п}})_j \bar{R}_{0j} k_{\text{з.т}j}, \quad (8.33)$$

где  $\bar{G}_k$  — относительный вес крыла без механизации;  
 $\bar{G}_{mi}$  — относительный вес механизации крыла любого вида;  
 $j = \text{МД, ПМД, ПД, ПТВ, ТВД}$ ;  
 $k_{\text{з.т}j}$  — коэффициенты запаса тяги для каждого  $j$ .

Известные формулы для определения веса крыла не позволяют уловить различие в весе крыльев с различными типами механизации, а формула для определения веса крыла без механизации неизвестна. Поэтому в расчетах, по данным статистики, принято, что вес основной конструкции стреловидного крыла на 20—30% больше веса прямого крыла и при  $p = 400 \text{ кгс/м}^2$ :

- для прямого крыла  $\bar{G}_{\text{к.п}} = 0,08$ ;
- для стреловидного крыла  $\bar{G}_{\text{к.с}} = 0,09$ .

Вес закрылков

$$\bar{G}_{\text{зкр}} = q_{\text{зкр}} S_{\text{зкр}}, \quad (8.34)$$

Удельный вес закрылков определялся по данным, приведенным в работах [73 и 79]:

$$q_{\text{зкр}} = c \left( \frac{V_{\text{расч}}}{100} \right)^2, \quad (8.35)$$

где  $c$  — коэффициент, учитывающий тип механизации:

- для однощелевых закрылков  $c = 1,5$ ;
- для двухщелевых закрылков  $c = 2,45$ ;
- для закрылков Фаулера  $c = 2,55$ ;

$V_{\text{расч}}$  — расчетная скорость выпуска и уборки механизации: принято  $V_{\text{расч}} = 400 \text{ км/ч}$ .

Удельный вес предкрылка по данным статистики принят  $q_{\text{пкр}} = 31 \text{ кгс/м}^2$ .

В связи с отсутствием достоверных статистических данных по весу обдуваемых закрылков принято, что для них  $c = 2,6$ , а  $V_{\text{расч}}$  равна скорости истечения газов из двигателя  $V_{\text{расч}} = 400 \dots 600 \text{ м/с}$ .

Относительный вес механизации

$$\bar{G}_{\text{зкр(пкр)}} = \frac{G_{\text{зкр(пкр)}}}{G_0} = \frac{q_{\text{зкр(пкр)}} \bar{S}_{\text{зкр(пкр)}}}{p}, \quad (8.36)$$

$$\bar{G}_{\text{мех}} = \bar{G}_{\text{зкр}} + \bar{G}_{\text{пкр}}$$

Результаты расчета относительного веса механизации крыла по формулам (8.34)—(8.37) приведены в табл. 8.1.

Вес силовой установки определялся по формуле (8.33). Принято:

$k_{\text{су(МД)}} = 1,4$ ;  $k_{\text{су(ПД)}} = 1,5$ ;  $\gamma_{\text{МД}} = 0,17 \text{ кг/кгс тяги}$ ;  $\gamma_{\text{ПД}} = 0,05 \text{ кг/кгс тяги}$ ;  $\bar{R}_{0\text{М}} = 0,25$ ;  $\bar{R}_{0\text{П}} = 0 \dots 0,8$ ;  $k_{\text{з.т}} = f(n_{\text{дв}})$ .

Для системы реактивная струя—закрылок  $\bar{R}_{0\text{М}} = 0,25 \dots 0,32$ .

Таблица 8.1

Удельный и относительный вес механизации различных типов

Тип механизации	$q_{\text{мех}}$ , кгс/м <sup>2</sup>	$\bar{G}_{\text{зкр(пкр)}}$
Предкрылки	31	0,0116
Однощелевые закрылки	24	0,0102
Двухщелевые закрылки	39	0,0166
Закрылки Фаулера	41	0,0174
Обдуваемые закрылки	120	0,0626

В соответствии с (8.29) и (8.33) были рассчитаны  $\bar{G}_{\text{ПТС}}$  различных типов и  $V_{\text{min}}$ , которые они обеспечивают. Результаты расчета приведены на рис. 8.5.

В связи с отсутствием надежных данных по весу крыла с различными типами механизации, а также ввиду неучета топлива, расходуемого каждой из рассматриваемых систем, полученные результаты следует рассматривать как предварительные.

Анализ показывает, что чисто аэродинамические способы создания подъемной силы (закрылки Фаулера, щелевые закрылки, работающие совместно с предкрылком) позволяют достичь минимальных скоростей установившегося полета  $V_{\text{min}} \leq 160 \dots 190 \text{ км/ч}$ , что не обеспечивает сокращения взлетно-посадочной дистанции до  $L_{\text{впн}} \leq 600 \text{ м}$  при высоких значениях удельной нагрузки на крыло. Поэтому, поскольку для СКВП характерны  $V_{\text{min}} = 80 \dots 120 \text{ км/ч}$ , аэродинамические способы создания подъемной силы, несмотря на их относительно меньший вес, являются неприемлемыми для обеспечения короткого взлета и посадки при  $p \geq 400 \text{ кгс/м}^2$ .

Подъемно-тяговая система реактивная струя—закрылок имеет ограниченные возможности по снижению минимальной скорости полета ( $V_{\text{min}} = 110 \dots 140 \text{ км/ч}$  при  $\bar{R}_{0\text{М}} = 0,25 \dots 0,32$ ), а по весовому показателю находится на уровне ПТС с механизированным крылом и подъемными двигателями и на 10—12% уступает ПТС с плоским крылом и подъемными двигателями. Для расширения возможностей рассматриваемой системы необходимо увеличивать взлетную тяговооруженность маршевых двигателей, что приводит к резкому увеличению  $\bar{G}_{\text{ПТС}}$ .

Плоское крыло, работающее совместно с дополнительными подъемными двигателями как для прямого, так и стреловидного крыльев, имеет относительный вес на 10—15% меньше, чем аналогичная система с механизированным крылом, и позволяет достичь  $V_{\text{min}} = 100 \dots 120 \text{ км/ч}$ , обеспечивающих короткий взлет и посадку. При этом в области более низких значений  $V_{\text{min}}$  преимущество ПТС с плоским крылом увеличивается, однако  $\bar{R}_{0\text{в}} \rightarrow 1$ , в то время как для механизированных крыльев при заданных скоростях она составляет  $\bar{R}_{0\text{в}} = 0,5 \dots 0,6$ . Следует отметить, что при этом должна



быть гарантирована посадка с отказом критического числа подъемных двигателей.

Единая силовая установка СВВП имеет в 2—2,5 раза больший вес, чем комбинированная СУ, состоящая из маршевых и дополнительных подъемных двигателей; для других значений тяговооруженности, взлетных весов и схем силовых установок указанные соотношения качественно сохраняются, что делает перспективным применение подъемных двигателей и турбовентиляторов для транспортных СКВП/СВВП.

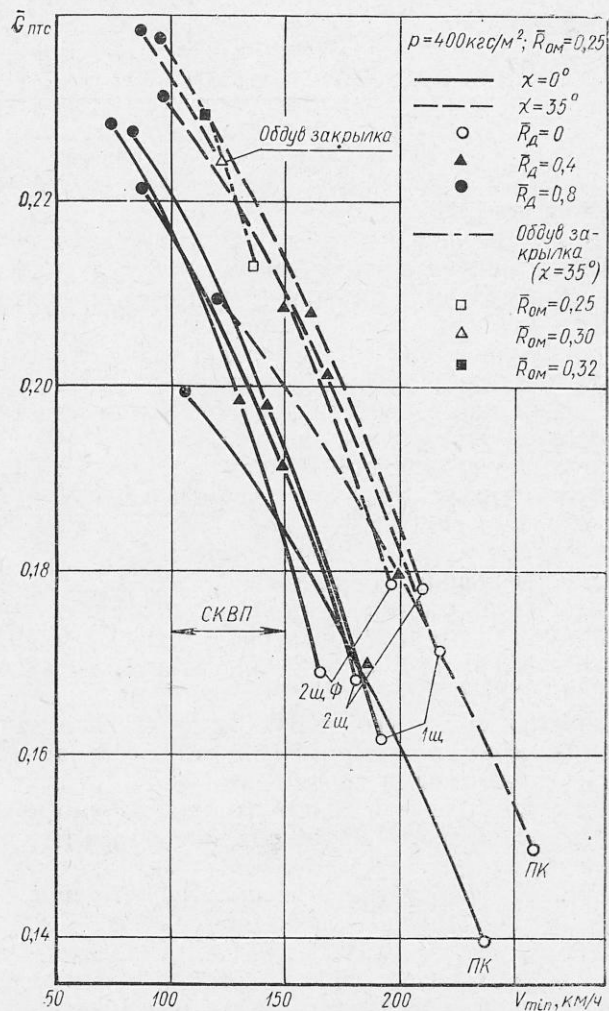


Рис. 8.5. Относительный вес подъемно-тяговых систем различных типов в зависимости от потребной минимальной скорости полета СКВП/СВВП:

ПК—плоское крыло; 1щ, 2щ—одно- и двухщелевые закрылки; 2щФ—двухщелевые закрылки Фаулера

## Глава 9. ОПТИМИЗАЦИЯ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТОВ С КОРОТКИМ ВЗЛЕТОМ И ПОСАДКОЙ НА КРЕЙСЕРСКОМ РЕЖИМЕ ПОЛЕТА

Известно, что в равных условиях эксплуатации по мере сокращения взлетно-посадочной дистанции самолета его экономические характеристики ухудшаются вследствие увеличения веса систем, обеспечивающих уменьшение потребной длины ВПП. Данное положение в равной степени относится как к самолетам КВП/ВВП, так и к самолетам с обычным взлетом. Поэтому представляется целесообразным при анализе влияния уменьшения длины ВПП на технико-экономические показатели транспортного летательного аппарата рассмотреть в качестве эталонного (идеального) самолета, характеристики которого выбраны только из условий крейсерского полета, а затем, вводя ограничения по взлетно-посадочным характеристикам в такую идеализированную математическую модель, проследить влияние последних на изменение технических и экономических характеристик самолета. При этом крейсерский и взлетно-посадочный режимы полета можно рассматривать независимо друг от друга с последующей стыковкой этих режимов в общей модели, что позволяет рассмотреть несколько наиболее перспективных подъемно-тяговых систем СКВП/СВВП на одном базовом самолете и обеспечивает сопоставимость конечных результатов.

### 9.1. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ И ПРИНЯТЫЕ ДОПУЩЕНИЯ

Рассмотрим следующие основные и наиболее типичные схемы пассажирских СКВП:

- самолет с ДТРД, расположенными в хвостовой части фюзеляжа;
- самолет с ДТРД под крылом;
- самолет с ТВД, расположенными на крыле.

Аэродинамические характеристики указанных схем самолетов были получены путем обобщения построенных на основе продувок моделей и летного эксперимента поляр существующих самолетов с аналогичными аэродинамическими компоновками (рис. 9.1) [17]. Аэродинамический расчет, проведенный по известным методикам, показал хорошую сходимость теоретических и обобщенных поляр.

Учитывая пологий минимум зависимости себестоимости пере-

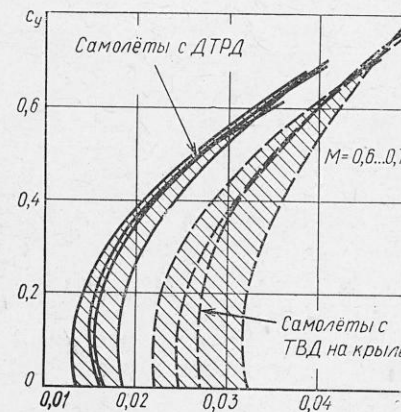


Рис. 9.1. Обобщенные поляры современных пассажирских самолетов с различными типами силовых установок

возки от удлинения, относительной толщины и сужения крыла (в пределах 2—3%) [3, 4, 48], в работе приняты следующие постоянные значения указанных параметров, которые лежат в пределах оптимума:

- для самолетов с ДТРД:  $\lambda=7$ ;  $\bar{c}_0=0,12$ ;  $\eta=3$ ;  $\chi_{1/4}=30^\circ$ ;
- для самолетов с ТВД:  $\lambda=8$ ;  $\bar{c}_0=0,14$ ;  $\eta=2$ ;  $\chi_{1/4}=0^\circ$ ;

Варьируемые параметры:

коммерческая нагрузка	$G_{\text{КОМ}}=1,0 \dots 20,0$ тс;
взлетная тяговооруженность (ДТРД)	$\bar{R}_0=0,1 \dots 0,5$
взлетная энерговооруженность (ТВД)	$N_0=0,1 \dots 0,5$
нагрузка на крыло	$p=200 \dots 600$ кгс/м <sup>2</sup>
дальность полета	$L_{\text{КР}}=100 \dots 2500$ км
высота полета	$H_{\text{КР}}=1,0 \dots 10,0$ км

С целью более точного определения характеристик были выбраны и оценены расчетные зависимости, дающие минимальные погрешности при всех значениях указанных параметров, а рассматриваемые самолеты разделены на две группы:

- группа I:  $G_{\text{КОМ}}=1,0 \dots 5,0$  тс;  $H_{\text{КР}}=1,0 \dots 6,0$  км;
- группа II:  $G_{\text{КОМ}}=5,0 \dots 20,0$  тс;  $H_{\text{КР}}=3,0 \dots 10,0$  км.

## 9.2. АНАЛИЗ ЗАВИСИМОСТЕЙ ДЛЯ ОЦЕНКИ КРЕЙСЕРСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Крейсерская скорость полета

$$V_{\text{кр}} = \sqrt{\frac{2p\bar{R}_{\text{расп}}k_{\text{др}}}{\rho_H c_x}} \quad (9.1)$$

определялась по методу тяг для самолетов с ДТРД и по методу мощностей для самолетов с ТВД с ограничением по критическому значению числа  $M$  полета [3]:

$$M_{\text{крит}} = 1 - 0,3(\lambda - 1)^{0,1} (0,175 + 3,25\bar{c}_0) \left( \cos \chi_{1/4} + \frac{0,365c_y^2}{\cos^5 \chi_{1/4}} \right), \quad (9.2)$$

или после подстановки принятых значений

$$M_{\text{крит}} (\text{ДТРД}) = 0,869 - 0,154c_y^2;$$

$$M_{\text{крит}} (\text{ТВД}) = 0,771 - 0,084c_y^2.$$

Задаваясь аналитическими зависимостями изменения плотности воздуха и скорости звука по высоте [3]:

$$\rho_H = \rho_0 \left( \frac{20 - H}{20 + H} \right); \quad M_H = \frac{V_{\text{кр}}}{20\sqrt{T_0 - 6,5H}},$$

где  $\rho_0=0,125$  (кг·с<sup>2</sup>)/м<sup>4</sup>;  $T_0=288$  К;

$V_{\text{кр}}$  — крейсерская скорость на высоте  $H$  м/с, и принимая в первом приближении взлетный вес  $G_0=3G_{\text{КОМ}}$ , находим требуемую тягу в зависимости от скорости и высоты полета

$$\bar{R}_{\text{потр}} = \frac{\rho_H V_{\text{кр}}^2 c_x}{2p}. \quad (9.3)$$

Здесь  $c_x$  — коэффициент лобового сопротивления самолета, определяемый по обобщенным полярам (см. рис. 9.2):

— для ДТРД:

$$c_x = c_{x0} + 0,07(c_y - c_{y0})^2 + 0,006(1 + 0,6M^7); \quad (9.4)$$

$$c_{x0} = 0,01; \quad c_{y0} = 0,1;$$

— для ТВД:

$$c_x = c_{x0} + 0,05(c_y - c_{y0})^2 + 0,006(1 + 0,6M^7); \quad (9.5)$$

$$c_{x0} = 0,021; \quad c_{y0} = 0,1,$$

а потребный коэффициент подъемной силы определяется из выражения

$$c_y = \frac{2p}{\rho_H V_{\text{кр}}^2}. \quad (9.6)$$

Для рассматриваемых в работе силовых установок с ТВД и ДТРД в расчете принимались постоянными степень повышения давления компрессора  $\pi_{\text{к}}^*$  и температура газа перед турбиной  $T_3^*$  исходя из их максимальных значений, допустимых для двигателей малой тяги и мощности:

$$\text{— для ДТРД:} \quad \pi_{\text{к}}^* = 20; \quad T_3^* = 1400\text{К};$$

$$\text{— для ТВД:} \quad \pi_{\text{к}}^* = 15; \quad T_3^* = 1350\text{К}.$$

При этом указанные значения  $\pi_{\text{к}}^*$  и  $T_3^*$  являются средними для двигателей большой тяги и мощности.

Располагаемые тяги и удельные расходы топлива маршевых двигателей приводились к земным условиям ( $H=0$ ,  $M=0$ ) и определялись с помощью эмпирических зависимостей, справедливых в диапазоне тяги ДТРД  $R_{0i}=2 \dots 10$  тс и мощности ТВД  $N_{0i}=1 \dots 10$  тыс. л. с. [22].

Для ДТРД:

$$R_{\text{расп}} = R_{0i} (1 + 0,2M^2)^{3,5} \left( 1 - \frac{H}{44,31} \right)^{5,255} \frac{A}{A_0} \text{ кгс}; \quad (9.7)$$

$$c_{R_{\text{кр}}} = \frac{153,9 - 0,286X}{1,1A} + \left( \frac{402}{R_{0i} + 867} - 0,018M - 0,007 \right) M - \frac{0,0735}{m - 0,143} + 0,016 \text{ кг/кгс тяги} \cdot \text{ч}, \quad (9.8)$$

где  $R_{0i}$  — взлетная тяга одного двигателя, определяемая через взлетную тяговооруженность, кгс;

$$A = 4,76 \sqrt{(1400 - 1290Y) \left(1 - \frac{1}{Z}\right)} +$$

$$+ 4,44m \sqrt{\left[X \left(1 - \frac{1,595}{m}\right) + \frac{1485}{m} Y\right] \left[1 - \frac{1,006m(288 - 6,5H)}{1275Y + mX \left(1 - \frac{1,37}{m}\right)}\right]} -$$

$$- 2,04(m+1)M \sqrt{288 - 6,5H};$$

$$X = (288 - 6,5H)(1 + 0,2M^2); Y = 1 - \frac{Z}{2,075(1 + 0,2M^2)^{0,868}};$$

$$Z = \left[\frac{9,6}{(m+1,2)^2} + 1,3\right]^{0,248}; A_0 = A \text{ при } H=0; M=0.$$

Для ТВД при  $M=0$ :

$$N_{\text{расп}} = N_{0i} (1 + 0,03097H) \left(1 - \frac{H}{44,31}\right)^{5,255} \text{ л. с.}; \quad (9.9)$$

$$c_{e\text{кр}} = \frac{134,9 - 0,237(288 - 6,5H)(1 + 0,2M^2)}{394,8 - 12,23H} +$$

$$+ \frac{315}{N_{0i} + 3250} - 0,0017M + 0,006 \text{ кг/л. с.} \cdot \text{ч}; \quad (9.10)$$

Для ТВД при  $M > 0$ :

$$N_{\text{расп}} = N_{0i} (1 + 0,2M^2)^{3,5} \left(1 - \frac{H}{44,31}\right)^{5,255} \frac{B}{394,8} \text{ л. с.}; \quad (9.11)$$

$$c_{e\text{кр}} = \frac{134,9 - 0,237(288 - 6,5H)(1 + 0,2M^2)}{B} +$$

$$+ \frac{315}{N_{0i} + 3250} - 0,0017M + 0,006 \text{ кг/л. с.} \cdot \text{ч}, \quad (9.12)$$

где  $N_{0i}$  — взлетная мощность одного двигателя в л. с.;

$$B = 1954 \left(1 - \frac{0,53}{X_1}\right) + 2,385M \sqrt{(288 - 6,5H) \left(1 + \frac{6,1}{X_1}\right)} -$$

$$- (288 - 6,5H)(1,881 + 1,0192M^2); X_1 = (1 + 0,2M^2)^{0,868}.$$

По результатам обработки статистических данных по зарубежным ДТРД (всего 32 двигателя различной тяги) построена зависимость  $\gamma_{\text{ДТРД}} = f(R_{0i})$  (рис. 9.2), которая аппроксимируется следующими выражениями:

$$\gamma_{\text{ДТРД}} = 0,05 \left(2,2 - \frac{R_{0i}}{1000}\right)^3 + 0,16 \text{ при } 2000 \text{ кгс} < R_{0i} < 10000 \text{ кгс};$$

$$\gamma_{\text{ДТРД}} = 0,16 + 0,01 \left(\frac{R_{0i}}{1000} - 2\right) \text{ при } R_{0i} \leq 2000 \text{ кгс}.$$

Удельный вес ТВД принят постоянным и равным 0,2 кг/л. с.  
Взлетный вес самолета

$$G_0 = \frac{G_{\text{ком}}}{1 - \bar{G}_{\text{сн}}}, \quad (9.13)$$

где  $\bar{G}_{\text{сн}}$  — относительный вес снаряженного самолета:

$$\bar{G}_{\text{сн}} = \sum_i \bar{G}_i + \bar{G}_T + \bar{G}_{\text{сл}}. \quad (9.14)$$

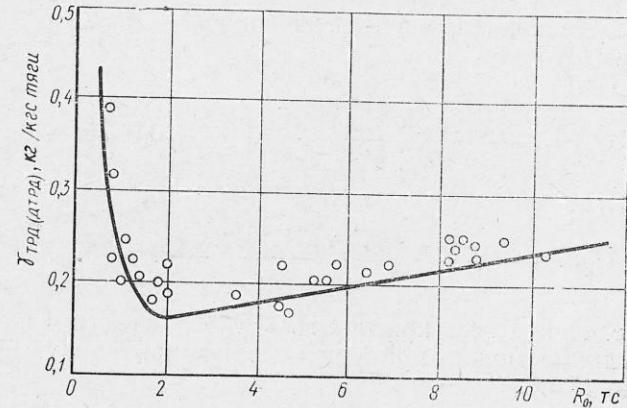


Рис. 9.2. Зависимость удельного веса  $\gamma$  ДТРД (ТРД) от взлетной тяги  $R_0$

Веса конструкции, оборудования и нагрузок ( $G_i$ ), входящих в вес снаряженного самолета, удобно представить в виде связанной системы:

$$G_0 = (G_{\text{констр}}) + (G_{\text{ком}})^* + (G_T) + (G_{\text{сл}});$$

$$G_{\text{констр}} = (G_{\text{кр}}) + (G_{\text{ф}}) + (G_{\text{СУ}}) + (G_{\text{об}});$$

$$G_{\text{кр}} = (G_{\text{осн.констр}}) + (G_{\text{мех}});$$

$$G_{\text{ф}} = (G_{\text{констр.ф}}) + (G_{\text{ш}}) + (G_{\text{оп}});$$

$$G_{\text{СУ}} = (G_{\text{мд}}) + (G_{\text{пд}}) + (G_{\text{сист.СУ}});$$

$$G_{\text{об}} = (G_{\text{сам.об}}) + (G_{\text{пасс.об}}) + (G_{\text{упр}});$$

$$G_T = (G_{\text{горюч}}) + (G_{\text{масла}}) + (G_{\text{ТС}});$$

$$G_{\text{сл}} = (G_{\text{эк}}) + (G_{\text{обсл.пер}}) + (G_{\text{быт.об}}).$$

С целью получения более общих результатов задача решалась в относительных величинах веса. Расчетные формулы, используемые в работе, хорошо известны и имеют следующую структуру.

\* Неделимые в структурном отношении агрегаты и нагрузки ( $G_i$ ) означают, что для определения их веса существует замкнутая формула.

1. Крыло. Для СОВП с ТВД и СКВП/СВВП с дополнительными подъемными двигателями и турбовентиляторами, расположенными вне крыла, [4]

$$\bar{G}_{кр} = \frac{1,11\varphi n_p \lambda^{1,5} \sqrt{\bar{G}_0}}{10^4 c_0 \cos^3 \chi_{1/4} p} \frac{\eta + 4}{\eta + 1} + \frac{7,5}{p} + 0,0175, \quad (9.15)$$

где  $\varphi = k_{кр} - 0,83\bar{G}_T$ ;  
 $k_{кр} = 0,91$  при расположении двигателей на фюзеляже;  
 $k_{кр} = 0,87$  при расположении двигателей под крылом;  
 $n_p$  — расчетная перегрузка;  $n_p = 82/\sqrt{p}$ .

После подстановки принятых значений  $\lambda$ ,  $c_0$ ,  $\eta$ ,  $\chi_{1/4}$  формула (9.15) принимает вид:

— для ДТРД

$$\bar{G}_{кр} = \frac{2,45(0,91 - 0,83\bar{G}_T) \sqrt{\bar{G}_0}}{0,6585 p^{3/2}} + \frac{7,5}{p} + 0,0175; \quad (9.16)$$

— для ТВД

$$\bar{G}_{кр} = \frac{2,94(0,87 - 0,83\bar{G}_T) \sqrt{\bar{G}_0}}{p^{3/2}} + \frac{7,5}{p} + 0,0175. \quad (9.17)$$

Для определения веса крыла СКВП с обдуваемыми и эжекторными закрылками можно применить модифицированную формулу, приведенную в [79]:

$$G_{кр} = 0,00495 k_{но} k_{\eta} k_{дв} k_{ш} [k_{п} n_p (G_0 - 0,8G'_{кр})]^{0,55} \times \frac{l_{кр}^{1,675}}{c_0^{0,45} (\cos \chi_{1/2})^{1,325}} + G_{мех} \text{ кгс}, \quad (9.18)$$

где  $k_{но}$  — коэффициент, учитывающий неоптимальность распределения материала по размаху;

$$k_{но} = 1 + \frac{1,38}{\sqrt{l_{кр} \sec \chi_{1,2}}};$$

$k_{\eta}$  — коэффициент, учитывающий сужение крыла:

$$k_{\eta} = (1 + 1/\eta)^{0,4};$$

$k_{дв}$  — коэффициент, учитывающий разгрузку крыла двигателями:

$$k_{дв} = 0,95 \text{ при } n_{дв} = 2;$$

$$k_{дв} = 0,90 \text{ при } n_{дв} = 4;$$

$k_{ш}$  — коэффициент, учитывающий расположение шасси; (шасси на фюзеляже —  $k_{ш} = 0,95$ );

$k_{п}$  — коэффициент подкосности крыла; для свободносущего крыла  $k_{п} = 1,0$ ;

$G'_{кр}$  — вес крыла 1-го приближения; определяется по формуле (9.15);

$G_{мех}$  — вес механизации крыла;

$$G_{мех} = G_{зкр} + G_{о.н} + G_{УПС},$$

$G_{зкр}$  — вес конструкции закрылков:

$$G_{зкр} = 0,878 S_{зкр} \left( \frac{V_{пр.зкр}}{100} \right)^2 n_{зкр}^{-0,5} \text{ кгс}; \quad (9.19)$$

$V_{пр.зкр}$  — предельно допустимая приборная скорость полета с выпущенными закрылками, км/ч;

$G_{о.н}$  — вес конструкции отклоняемого носка

$$G_{о.н} = 21,9 S_{о.н}^{1,13} \text{ кгс}; \quad (9.20)$$

$G_{УПС}$  — вес системы УПС, питаемой от маршевых двигателей:

$$G_{УПС} = 18 S_{обд}^{0,9075} \text{ кгс}. \quad (9.21)$$

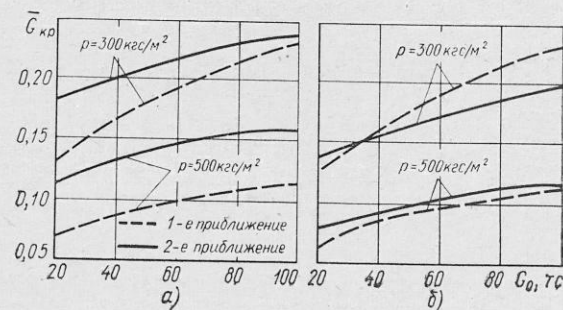


Рис. 9.3. Оценка веса крыла СКВП с энергетической механизацией:  
 а — обдуваемые закрылки; б — эжекторные закрылки

Вес механизации, обдуваемой струями маршевых двигателей:

$$G_{обд.мех} = G_{о.н} + G_{кр} + \Delta G_{обд}.$$

Вес двухшелевых закрылков [79]

$$G_{зкр} = 2,72 S_{зкр} \left( \frac{V_{пр.зкр}}{100} \right)^2 n_{зкр}^{-0,5} \text{ кгс}; \quad (9.22)$$

$\Delta G_{обд}$  — приращение веса вследствие увеличения скоростного напора и температуры потока, обдувающего закрылок:

$$\Delta G_{обд} = 2,72 S_{обд} k_t \left( \frac{V_{стр}^2 - V_{пр.зкр}^2}{100^2} \right) n_{обд}^{-0,5} \text{ кгс}, \quad (9.23)$$

где  $k_t$  — коэффициент, учитывающий влияние температуры,  $k_t = 1,2$ ;  $V_{стр}$  — скорость истечения струи маршевого ДТРД.

Сравнение веса крыла с внешней обдувкой и эжекторными закрылками, рассчитанного по (9.15) и (9.18), показано на рис. 9.3.

2. Фюзеляж [4]:

$$\bar{G}_\Phi = \frac{7,9}{G_0 + 93} + k_d, \quad (9.24)$$

где  $k_d = 0,035$  при расположении двигателей под крылом;  
 $k_d = 0,047$  — двигатели в хвостовой части фюзеляжа.

Увеличение веса фюзеляжа при установке дополнительных подъемных двигателей или турбовентиляторов учитывалось при оценке веса дополнительной силовой установки.

3. Оперение и шасси [48]:

$$\bar{G}_{оп} = 0,182\bar{G}_{кр}; \quad (9.25)$$

$$\bar{G}_{ш} = 0,045. \quad (9.26)$$

4. Самолетное и пассажирское оборудование:

$$\bar{G}_{об} = \frac{8n_{пасс} + 500(1 + 0,003\sqrt{G_0})}{G_0} + \frac{n_{пасс}}{2G_0^{0,667}} + 0,09(1 - 2,08 \cdot 10^{-6}G_0), \quad (9.27)$$

где

$$n_{пасс} = \frac{G_{ком}}{100}.$$

5. Силовая установка [4]:  
 — для ДТРД и ПД

$$\bar{G}_{СУ} = 1,5\gamma_{ДТРД} \sum_i \bar{R}_{0i}, \quad (9.28)$$

где  $\sum_i \bar{R}_{0i}$  — взлетная тяговооруженность маршевых ДТРД или подъемных двигателей;  
 — для ТВД

$$\bar{G}_{СУ} = 1,8\gamma_{ТВД} \sum_i \bar{N}_{0i}, \quad (9.29)$$

где  $\sum_i \bar{N}_{0i}$  — суммарная взлетная энерговооруженность ТВД.

6. Топливо. Для определения веса топлива используются обычная методика [3, 4], в которой удельный расход топлива определяется с учетом высоты, скорости и тяги двигателя, а суммирование ведется по отдельным режимам полета:

$$\bar{G}_T = \sum_i c_{R_i}(V, H, R) \bar{R}_i t_i. \quad (9.30)$$

В частности, для крейсерского режима вес топлива с учетом АНЗ на 1 час полета:

$$\bar{G}_{т,кр} = c_{R_{кр}} \bar{R}_{кр} (t_{кр} + 1); \quad (9.31)$$

$$\bar{G}_{т,кр} = c_{e_{кр}} \bar{N}_{кр} (t_{кр} + 1); \quad (9.32)$$

где  $t_{кр} = L_{кр}/V_{кр}$ .

7. Топливная система:

$$\bar{G}_{т,с} = 0,0125\bar{G}_{т,кр}. \quad (9.33)$$

8. Служебная нагрузка:

$$\bar{G}_{сл} = 0,035\bar{G}_{пуст}. \quad (9.34)$$

Сравнение расчетных весов крыла, фюзеляжа и самолетного оборудования, как наиболее существенно влияющих на вес конструкции, с реальными значениями весов этих агрегатов показало хорошую сходимость расчетных и фактических данных, причем во всех случаях ошибка расчета идет в счет увеличения относительного веса агрегатов.

Оптимальность выбранного сочетания параметров оценивалась по себестоимости тонно-километра [коп/(т·км)]

$$a = \frac{A \cdot 100}{V_{тех} G_{ком} k_{ком}}, \quad (9.35)$$

где  $k_{ком}$  — коэффициент коммерческой загрузки;  $k_{ком} = 0,65$ ;  
 $V_{тех}$  — техническая скорость полета:

$$V_{тех} = \frac{L_{кр} V_{кр}}{L_{кр} + V_{кр} \Delta t}; \quad (9.36)$$

$\Delta t$  — время, учитывающее набор высоты, снижение и маневрирование при посадке:

$$\Delta t = 0,00012H^{3,2} + 0,16 \text{ ч.} \quad (9.37)$$

Расчет себестоимости производился по методике определения экономической эффективности МЭО-75, используемой в гражданской авиации для сравнительного анализа пассажирских самолетов [27]. Результаты расчета представлены на рис. 9.4 и 9.5.

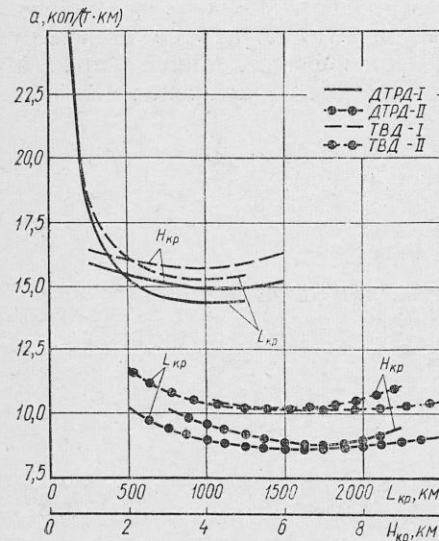
### 9.3. ОЦЕНКА КРЕЙСЕРСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНСПОРТНЫХ СКВП

Предварительный анализ показал, что экономические характеристики самолетов с ДТРД, расположенными в хвостовой части фюзеляжа и под крылом, практически совпадают, что позволяет рассматривать их как одну схему. Основные характеристики указанных самолетов, выбранные по средним ( $G_{ком}$ ,  $L_{кр}$ ) или оптимальным ( $H_{кр}$ ,  $\bar{R}_0$ ,  $m$ ) значениям в рассматриваемом диапазоне параметров, приведены в табл. 9.1.

Таблица 9.1

Крейсерские характеристики СКВП, выбранные для анализа

Тип СКВП	$G_{ном}$ , кгс	$L_{кр}$ , км	$H_{кр}$ , км	$m$	$\bar{R}_0, \bar{N}_0$	$\rho$ , кгс/м <sup>2</sup>
I группа						
ДТРД-I	3000	500	3,0	5	0,22	400
ТВД-I	3000	500	3,0	—	0,2	400
II группа						
ДТРД-II	10000	1000	8,0	5	0,28	500
ТВД-II	10000	1000	8,0	—	0,3	500

Рис. 9.4. Зависимость себестоимости тонно-километра  $a$  для идеального СОВП от высоты  $H_{кр}$  и дальности полета  $L_{кр}$ 

При проведении расчетов определялись частные оптимумы для каждого из указанных в таблице параметров при остальных неизменных. Ниже приведен анализ результатов расчета.

### 9.3.1. Влияние высоты полета

Зависимость  $a=f(H)$  для заданных значений основных параметров имеет достаточно пологий минимум в районе  $H=4 \dots 5$  км для самолетов I группы и  $H=6 \dots 8$  км для самолетов II группы (см. рис. 9.4). Учитывая, что рабочий эшелон самолетов МВЛ не

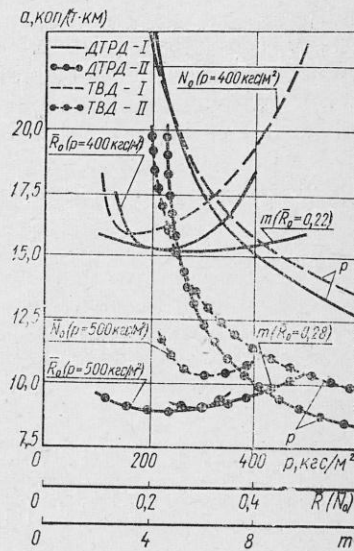


Рис. 9.5. Зависимость себестоимости тонно-километра для идеального СОВП от нагрузки на крыло и параметров двигателя

превышает 3 км (ограничения для негерметичных фюзеляжей), в дальнейшем анализе для самолетов I группы в качестве расчетного было принято  $H=3$  км, а для самолетов II группы  $H=8$  км.

### 9.3.2. Влияние степени двухконтурности ДТРД

Из графика  $\gamma_{дтрд} = f(R_{0i})$  (см. рис. 9.2) видно, что он имеет минимум при  $R_0=2000$  кгс, причем правая ветвь графика более пологая, чем левая. Поэтому при изменении тяги на одну и ту же величину в районе  $R_0=2000$  кгс левая ветвь будет давать более высокий прирост  $\gamma_{дв}$ . Для самолетов с  $L_{кр}=500$  км и  $G_{ном}=3000$  кгс при изменении тяговооруженности от 0,15 до 0,45 функция  $\gamma_{дтрд} = f(R_{0i})$  будет проходить через минимум. Известно, что степень двухконтурности, соответствующая минимуму себестоимости тонно-километра, приблизительно равна степени двухконтурности, соответствующей минимуму  $\gamma_{су+т}$  [13]. Для тяг меньше 2000 кгс ( $\bar{R}_0 \approx 0,15$ ) возрастание  $\gamma_{дв}$  превалирует над снижением удельного расхода топлива, поэтому  $\gamma_{су+т}$  возрастает, а следовательно, возрастает и себестоимость тонно-километра по степени двухконтурности. Для тяговооруженности  $\bar{R}_0 \approx 0,45$  тяга двигателя больше 2000 кгс, но удельный вес увеличивается на меньшую величину, поэтому в этом случае влияние уменьшения расхода топлива  $c_R$  будет более значительным, чем увеличение  $\gamma_{дв}$ , что ведет к снижению себестоимости по степени двухконтурности.

Из сказанного следует, что для самолетов с малыми коммерческими нагрузками при тяговооруженности  $\bar{R}_0=0,2 \dots 0,45$  степень двухконтурности сильно влияет на себестоимость тонно-километра и последняя имеет минимум при  $\bar{R}_0=0,2 \dots 0,3$  и  $m=4 \dots 8$  (см. рис. 9.5). Возрастание  $\bar{R}_0 \geq 0,3$  в рассматриваемом диапазоне  $m$  приводит к увеличению себестоимости и сдвигу оптимума графика  $a=f(m)$  в сторону увеличения степени двухконтурности.

При больших коммерческих нагрузках (больших тягах) себестоимость тонно-километра имеет пологий минимум в диапазоне  $m=4 \dots 5$ , что соответствует минимуму функции  $\gamma_{су+т} = f(m)$ .

### 9.3.3. Влияние тяговооруженности

Проведенный в работе параметрический анализ влияния тяговооруженности (энерговооруженности) на характеристики крейсерского полета показал, что минимум их значений для самолетов I группы находится в диапазоне  $\bar{R}_0(\bar{N}_0)=0,18 \dots 0,25$ , для II группы  $\bar{R}_0(\bar{N}_0)=0,25 \dots 0,3$  (см. рис. 9.5), причем у самолетов I группы с ТВД минимум функции  $\bar{N}_0=f(a)$  сдвинут на 10...15% в сторону меньших  $\bar{N}_0$ , в то время как у самолетов II группы минимум для ТВД сдвинут в сторону больших  $\bar{N}_0$  на 5—10%. Поэтому в дальнейшем анализе были выбраны значения тяговооруженности, указанные в табл. 9.1.

### 9.3.4. Влияние нагрузки на крыло

Зависимость  $a=f(p)$  (рис. 9.5) имеет хорошо выраженную тенденцию к уменьшению при увеличении нагрузки на крыло, что объясняется одновременным изменением двух факторов, непосредственно влияющих на уменьшение себестоимости: увеличением скорости полета и уменьшением веса конструкции.

Минимальное значение себестоимости практически ограничено для самолетов с ДТРД критическим числом  $M$  при  $p \leq 600$  кгс/м<sup>2</sup>, а для самолетов с ТВД указанное значение нагрузки на крыло ограничивает скорость сваливания. Однако дальнейший анализ с целью более точной оценки летно-технических характеристик проводился при несколько меньшем значении  $p=400 \dots 500$  кгс/м<sup>2</sup>, соответствующей нагрузке на крыло современных пассажирских самолетов, аэродинамические характеристики которых легли в основу обобщенных поляр (см. рис. 9.1).

Зависимости, приведенные на рис. 9.5, показывают, что при  $p \leq 250$  кгс/м<sup>2</sup> самолеты с ТВД имеют преимущество по себестоимости перевозки по сравнению с ДТРД, что и определяет целесообразность применения ТВД на легких самолетах.

### 9.3.5. Влияние дальности полета

Анализ функций  $a=f(L_{кр})$  (см. рис. 9.4) показывает, что себестоимость перевозок для самолетов группы I при малых дальностях полета существенно уменьшается с увеличением дальности, однако в диапазоне  $L_{кр}=600 \dots 1200$  км она остается практически постоянной. Для самолетов группы II зависимость  $a=f(L_{кр})$  имеет пологий минимум в диапазоне  $L_{кр}=1000 \dots 1500$  км, причем во всех случаях самолеты с ДТРД имеют себестоимость перевозки на 5—10% ниже, чем самолеты с ТВД, главным образом за счет более высокой крейсерской скорости.

Таким образом, как следует из приведенных графиков, применение силовой установки с ДТРД на самолете с высокой нагрузкой на крыло ( $p \geq 400$  кгс/м<sup>2</sup>) является более целесообразным по сравнению с ТВД на всех участках рассматриваемого диапазона дальности полета ( $L_{кр} \leq 2500$  км).

## Глава 10. ПРОБЛЕМЫ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Принятая в предыдущей главе методология оценки характеристик СКВП отдельно для крейсерских и взлетно-посадочных режимов полета определяет минимальную тяговооруженность маршевых двигателей. Поэтому короткий взлет может быть осуществлен или повышением несущей способности крыла на малых скоростях полета, или увеличением взлетной тяговооруженности самолета.

В первом случае дополнительная подъемная сила является аэродинамической и создается как путем увеличения кривизны и

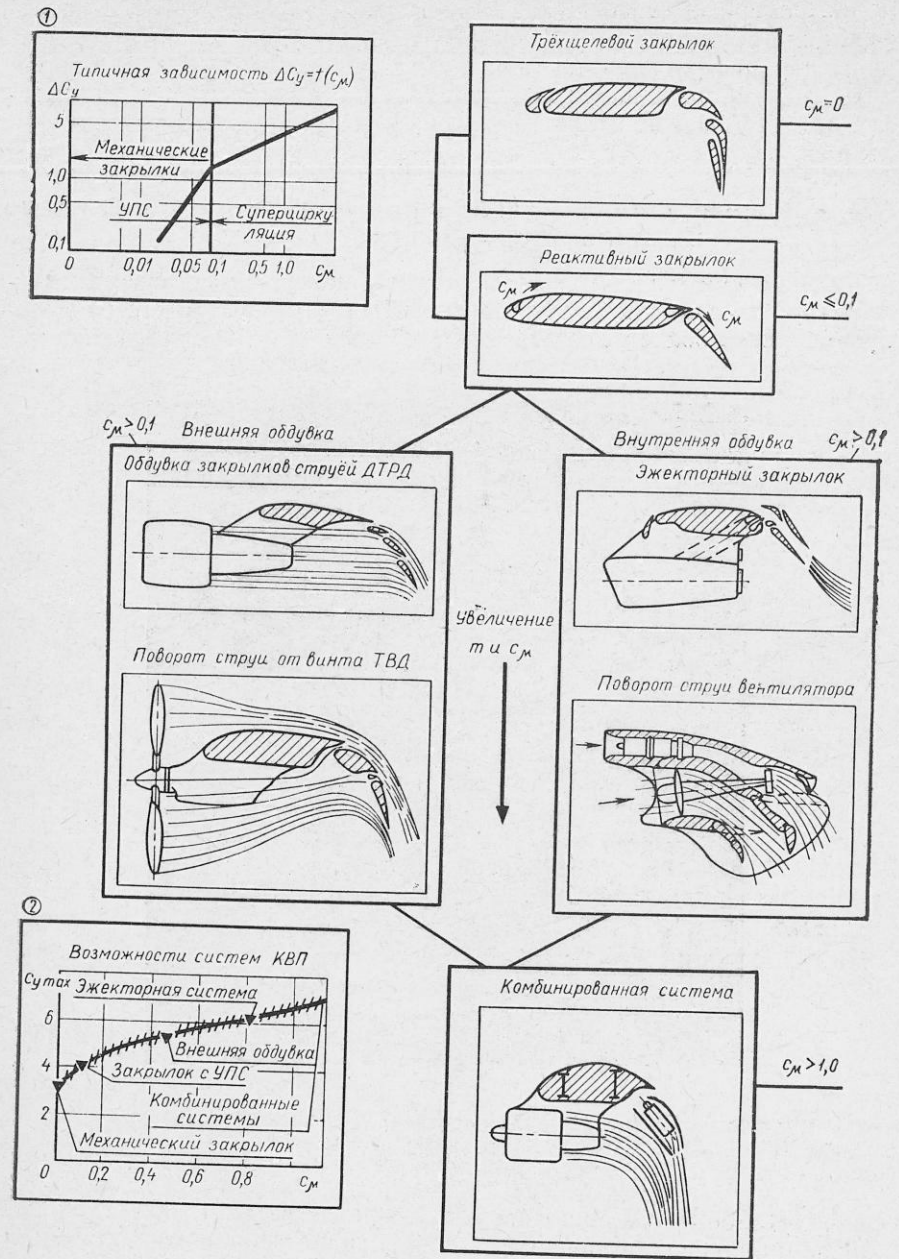


Рис. 10.1. Классификация аэродинамических подъемно-тяговых систем СКВП с большими коэффициентами подъемной силы

площади крыла, так и вследствие повышения циркуляции при дополнительной обдувке крыла струей от винта или ДТРД. Классификация таких подъемно-тяговых систем, которые могут быть названы аэродинамическими, представлена на рис. 10.1. Второй путь — установка на СКВП дополнительных подъемных двигателей или турбовентиляторов, возможности которых были рассмотрены в гл. 8.

#### 10.1. ОСНОВНЫЕ СПОСОБЫ УВЕЛИЧЕНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ СКВП НА МИНИМАЛЬНЫХ СКОРОСТЯХ ПОЛЕТА

Физический смысл применения многощелевой механизации заключается в создании на выходе из щелей потока, имеющего местную скорость более высокую, чем в основном потоке, обтекающем

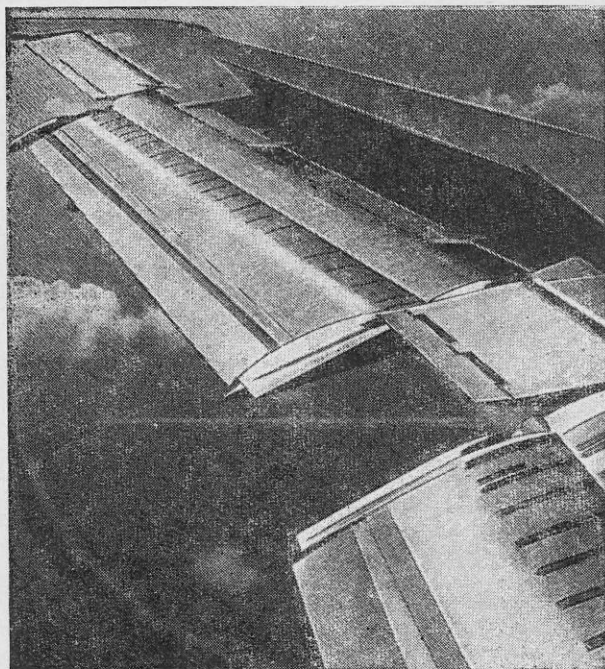


Рис. 10.2. Механизация задней кромки крыла самолета Боинг-727

крыло. Наиболее совершенные современные системы жесткой механизации крыла обеспечивают получение коэффициента подъемной силы  $c_{y \max} \approx 3,2$  (рис. 10.2).

Дальнейшее повышение несущей способности крыла может быть получено путем введения дополнительной энергии в пограничный слой, прилегающий к нему, что осуществляется выдувом газа через

профилированные щели в задней и передней кромке крыла в виде плоской струи.

Механизация такого типа, как известно, называется «струйным» или «реактивным закрылком». Основными параметрами, определяющими ее работу, являются угол  $\theta$  между хордой профиля и направлением выдуваемой струи и коэффициент импульса струи  $c_\mu$ :

$$c_\mu = \frac{m_{\text{сек}} V_{\text{ист}}}{\frac{\rho V^2}{2} S},$$

где  $m_{\text{сек}}$  — секундный массовый расход газа через реактивный закрылок;  $V_{\text{ист}}$  — скорость истечения газа.

Исследования показывают, что с увеличением  $c_\mu$  от нуля до величины приблизительно  $c_{\mu R} = 0,1$  происходит постепенное уменьшение отрыва пограничного слоя, что сопровождается интенсивным ростом коэффициента подъемной силы. Этот участок называется управлением пограничным слоем крыла (УПС) (рис. 10.1, 1).

При дальнейшем увеличении  $c_\mu$  приращение подъемной силы идет за счет увеличения циркуляции вокруг крыла — «суперциркуляции». На этом участке прирост  $c_\mu$  может достигать очень больших значений (порядка 10—15), что делает реактивный закрылок наиболее мощным средством увеличения подъемной силы крыла.

Кроме повышения подъемной силы реактивные закрылки обладают весьма важным и, на первый взгляд, парадоксальным свойством «восстановления тяги». Под этим термином подразумевается тот факт, что, несмотря на отклонение потока воздуха реактивным закрылком под углом  $\theta$  вниз, результирующий вектор тяги силовой установки оказывается направленным вдоль продольной оси самолета.

График зависимости  $\Delta c_y = f(c_\mu)$  дает возможность классифицировать все известные в настоящее время аэродинамические подъемно-тяговые системы короткого взлета (рис. 10.1, 2).

Область  $c_\mu = 0$ ;  $c_{y \max} \approx 3,2$ ; в этом диапазоне расположены все виды щелевой жесткой механизации крыла; на схеме показана наиболее совершенная многощелевая механизация, которая по условиям работы приближается к системе с управлением пограничным слоем.

Область  $c_\mu \leq 0,1$ ;  $c_{y \max} \approx 4,0$  — область управления пограничным слоем путем выдува небольшого количества воздуха, отбираемого от маршевых двигателей.

Область  $0,1 \leq c_\mu \leq 1,0$ ;  $c_{y \max} \approx 5 \dots 7$  — область суперциркуляции, которая может быть реализована в подъемно-тяговой системе с внешней или внутренней обдувкой при использовании всей мощности маршевых двигателей.

Область  $c_\mu > 1,0$ ;  $c_{y \max} = 5 \dots 10$  — комбинированные системы, сочетающие достоинства внешней и внутренней обдувки механизации.

Очевидно, что усложнение механизации крыла и повышение взлетной тяговооруженности СКВП требует анализа влияния этих



факторов на его экономические показатели. Поэтому ниже рассматриваются взлетно-посадочные характеристики СКВП на базе самолетов, крейсерские характеристики которых были исследованы в гл. 9, и схем механизации, приведенных выше.

## 10.2. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ И ДОПУЩЕНИЯ

Существенное уменьшение потребной длины ВПП для самолета короткого взлета и посадки требует при расчете его взлетно-посадочных характеристик учета ряда дополнительных факторов, степень влияния которых относительно мала при расчете характеристик обычных самолетов, а именно:

— определения длины переходного участка от разбега до набора высоты при взлете и участка выравнивания при посадке, поскольку относительная величина этого участка в общем балансе длины ВПП увеличивается за счет сокращения длин разбега и пробега и для самолета КВП она может достигать одной трети всей взлетно-посадочной дистанции;

— динамики изменения подъемной силы крыла при отрыве переднего колеса и при выравнивании, а также оптимального регулирования вертикальной и горизонтальной составляющих векторов тяги основных и дополнительных силовых установок ввиду кратковременности этих процессов.

В соответствии с классификацией подъемно-тяговых систем, приведенной на рис. 10.1, были исследованы четыре типа подъемно-тяговых систем СКВП, которые, по современным представлениям, являются наиболее перспективными:

- маршевые ДТРД с дополнительной силовой установкой (подъемные двигатели или турбовентиляторы);
- закрылки, обдуваемые струей от маршевых ДТРД;
- эжекторные закрылки;
- ТВД с обдувом механизированного крыла.

Для первого варианта принята схема самолета с маршевыми ДТРД, расположенными в хвостовой части фюзеляжа, и дополнительными двигателями под крылом; для остальных вариантов принималась схема с двигателями на крыле.

Аэродинамические характеристики обычной механизации, используемые в расчете, принимались на основе анализа аэродинамики современных турбореактивных пассажирских самолетов [15]. Для обдуваемого крыла и эжекторного закрылка использовались результаты продувок моделей СКВП с аналогичными механизациями, проведенные в НАСА [53, 56].

При расчете взлетно-посадочных характеристик СКВП с отказом двигателя (один основной и один дополнительный) принималось число основных двигателей равным 2, а дополнительных 6.

Принято допущение, что отказ двигателя происходит на скорости  $V_{отк} = 1,05V_{min}$ , т. е. в момент отрыва переднего колеса.

При расчете первой схемы [15, 18] тяговооруженность и степень двухконтурности маршевых ДТРД задавались из условия обеспе-

чения оптимальных крейсерских характеристик в соответствии с рис. 9.4 и 9.5:

$$\bar{R}_{0m}^* = 0,25; m = 4.$$

В расчете принималось, что вектор тяги дополнительных подъемных двигателей проходит через центр тяжести самолета и дополнительных моментов не создает.

Варьируемые параметры:

суммарная тяговооруженность дополнительных силовых установок	$\bar{R}_d = 0,1 \dots 0,7$
нагрузка на крыло	$p = 300 \dots 500 \text{ кгс/м}^2$
угол отклонения вектора тяги дополнительных подъемных двигателей:	
на взлете	$\gamma_d = 0 \dots 90^\circ$
на посадке	$\gamma_d = 0 \dots 180^\circ$

При расчете взлетно-посадочных характеристик СКВП с обдуваемыми и эжекторными закрылками рассматривалась схема самолета с четырьмя двигателями при отказе одного из них [18].

Варьируемые параметры:

взлетная тяговооруженность	$\bar{R}_0 = 0,4 \dots 0,8$
нагрузка на крыло	$p = 200 \dots 600 \text{ кгс/м}^2$

Часть энергии, отбираемая от двигателей для работы эжекторного крыла, определялась коэффициентом  $k_{эж} = f(m)$ , который в данном случае был принят равным  $k_{эж} = 0,33$  при  $m = 2$ .

Расчетные зависимости для обеих схем аналогичны.

При анализе СКВП с ТВД, учитывая тенденцию развития гражданской авиации, рассматривались только легкие самолеты (типа БЕ-30, АН-28, модификации самолета Л-410 в варианте СКВП, а также перспективного легкого многоцелевого самолета) [16]. В последнем случае скорость горизонтального полета ограничена в расчете величиной  $V_{кр} = 500 \text{ км/ч}$ . До скорости  $V_{кр} \leq 360 \text{ км/ч}$  шасси не убираются, что выражается в сдвиге основной поляры на величину  $\Delta c_{xIII} = 0,01$  в сторону увеличения  $c_x$ .

Оценка веса силовой установки производилась при следующих удельных параметрах:

$\gamma_{ТВД} = 0,16 \dots 0,22 \text{ кг/л. с.}; c_{e \max} = 0,23 \dots 0,26 \text{ кгс/л. с.} \cdot \text{ч}; k_{сy} = 1,8$ , где левые пределы соответствуют перспективным характеристикам, а правые — уровню, достигнутому в настоящее время.

Высотно-скоростные характеристики и КПД винта в крейсерском полете определялись по зависимостям, полученным из реальных характеристик существующих винтов  $k_{др} = 0,85 = \text{const}$ ; в пределах  $160 \leq V \leq 500 \text{ км/ч}$ :

$$k_V(c_e) = 1 - \frac{0,01V}{500}; \quad (10.1)$$

$$k_V(R) = 1 + \frac{0,11V}{500}; \quad (10.2)$$

$$k_{др} = 0,85 = \text{const};$$

в пределах  $0 \leq H < 3000$  м:

$$k_H(c_e) = 1 - \frac{0,05H}{3000}; \quad (10.3)$$

$$k_H(R) = 1 - \frac{0,194H}{3000}. \quad (10.4)$$

Варьируемые параметры:

взлетная тяговооруженность	$\bar{R}_0 = 0,2 \dots 1,0$
нагрузка на крыло	$p = 50 \dots 200$ кгс/м <sup>2</sup>
дальность полета	$L_{кр} = 50 \dots 900$ км
количество промежуточных посадок (при длине посадочного участка не менее 50 км)	$n_{пос} = 0 \dots 4$
высота полета	$H_{кр} = 0,5 \dots 3$ км

### 10.3. ОСНОВНЫЕ РАСЧЕТНЫЕ ЗАВИСИМОСТИ

#### Расчет взлетно-посадочных характеристик СКВП с дополнительными подъемными двигателями

Изменение тяги маршевых и подъемных ДТРД по скорости учитывалось зависимостью

$$\bar{R}(V) = \bar{R}_0 \left[ 1 - \frac{V}{g\bar{R}_{уд}(m)} \right], \quad (10.5)$$

где

$$\bar{R}_{уд}(m) = \frac{\bar{R}_{уд}(m=0)}{(m+1)^{0,6}}, \quad (10.6)$$

полученной из расчета удельных характеристик нефорсированных ДТРД [15]:

- $\bar{R}_{уд}(m=0)$  — удельная тяга ТРД; принято:
- для маршевых двигателей  $\bar{R}_{уд}(m=0) = 70$ ;
- для подъемных двигателей  $\bar{R}_{уд}(m=0) = 85$ .

Вертикальная и горизонтальная составляющие тяги дополнительных двигателей

$$\bar{R}_{л,гор}(V) = \bar{R}_d \left[ \bar{R}(\gamma^\circ) \cos(\gamma + \alpha) - \frac{V}{g\bar{R}_{уд}(m)} \right];$$

$$\bar{R}_{л,верт}(V) = \bar{R}_d \bar{R}(\gamma^\circ) \sin(\gamma + \alpha), \quad (10.7)$$

где  $\bar{R}_d$  — задаваемая тяговооруженность дополнительных двигателей;

$\bar{R}(\gamma^\circ)$  — изменение тяги дополнительных двигателей в зависимости от угла отклонения вектора тяги; получено из анализа потерь в поворотных устройствах в диапазоне углов  $\gamma^\circ = 0 \dots 180$  [36];

$$\bar{R}(\gamma^\circ) = 1 - \frac{0,2\gamma^\circ}{180}.$$

Изменение тяговооруженности при отказе двигателя:

$$\bar{R}_{отк} = \bar{R}_0 \left( \frac{n - n_{отк}}{n} \right), \quad (10.8)$$

где  $n_{отк}$  — количество отказавших двигателей (маршевых или дополнительных соответственно).

Расчетная схема сил, действующих на СКВП с ПД на взлете и посадке, приведена на рис. 10.3.

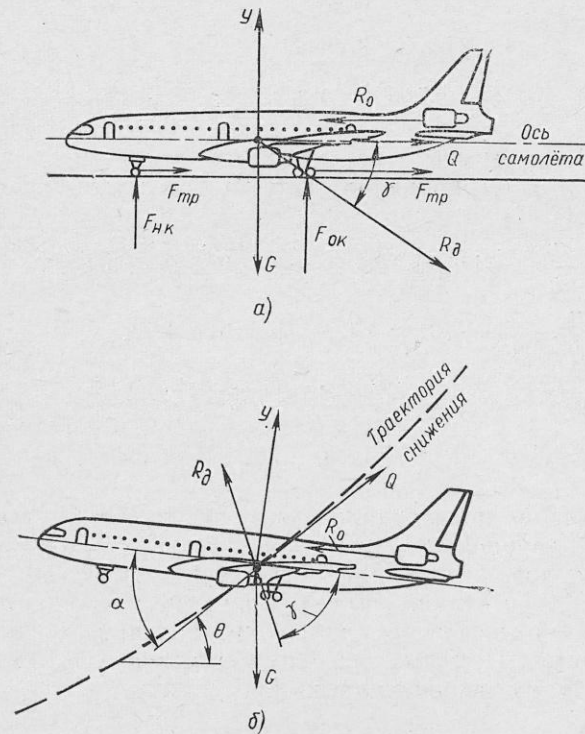


Рис. 10.3. Схема сил, действующих на СКВП при разбеге (а) и посадке (б)

Взлетная дистанция определялась в расчетных условиях как сумма длин разбега, переходного участка и набора высоты. Длина разбега:

$$L_p = \frac{1}{g} \int_0^{V_{отр}} \frac{V dV}{\bar{R}_m - \bar{R}_{л,гор} - f \frac{\rho V^2}{2p} (c_{xp} - f c_{yp}) + f \bar{R}_{л,верт}}, \quad (10.9)$$

где  $V_{отр} = V_{п.к}$  — скорость при отрыве переднего колеса:

$$V_{п.к} = 1,05 \sqrt{\frac{2p(1 - \bar{R}_{л,верт})}{c_{y \max} Q}}, \quad (10.10)$$

$c_{y \max} = 2,15$  — из поляры самолета при разбеге;  $f = 0,04$  — коэффициент трения колес при разбеге;  $c_{x \text{ п}}$  и  $c_{y \text{ п}}$  — определялись по поляре самолета при угле атаки  $\alpha = 3^\circ$ .

Увеличение  $c_x$  самолета за счет установки дополнительных двигателей учитывалось на всех этапах полета зависимостью [3]

$$\Delta c_{x \text{ мг}} = c'_{x \text{ мг}} S_{\text{мг}}, \quad (10.11)$$

где 
$$c'_{x \text{ мг}} = \frac{0,16}{\sqrt{m}} \text{ при } m \geq 2; \quad (10.12)$$

$$S_{\text{мг}} = \frac{0,14 \cdot 10^{-3} \bar{R}_{\text{л.п}}}{(1 - 0,71 m^{0,1}) \left( 1 + 0,572 \sqrt{\frac{\bar{R}_{\text{л.г.0}}}{n_{\text{л}} \cdot 10^3}} \right)}. \quad (10.13)$$

Расчет набора высоты и переходного участка проводился путем численного интегрирования системы дифференциальных уравнений движения летательного аппарата:

$$\frac{dV}{dt} = g [\bar{R}_M(V) \cos \alpha - \bar{Q} + \bar{R}_{\text{л.гор}} - \sin \theta];$$

$$\frac{d\theta}{dt} = \frac{g}{V} [\bar{y} - \cos \theta + \bar{R}_M(V) \sin \alpha + \bar{R}_{\text{л.верт}}]; \quad (10.14)$$

$$\frac{dH}{dt} = V \sin \theta;$$

$$\frac{dL}{dt} = V \cos \theta.$$

Интегрирование производилось методом Рунге—Кутта на ЭВМ. Начальные условия:  $t_0 = 0$ ;  $V_0 = V_{\text{п.к}}$ ;  $\theta = 0$ ;  $H_0 = 0$ ;  $L_0 = 0$ .

В качестве дополнительных связей использовались зависимости изменения угла атаки, а вместе с ними и величины коэффициентов подъемной силы и лобового сопротивления самолета на переходном участке. Принималось, что изменение  $\alpha$ ,  $c_y$  и  $c_x$  происходило по линейному закону за время  $t = 3$  с:

$$k_{\text{наб}} = \frac{k_{\text{наб}} - k_{\text{п}}}{3} t, \quad (10.15)$$

где  $k = \alpha$ ,  $c_x$ ,  $c_y$ .

Значение угла атаки в процессе взлета принято:

— на первоначальном участке разбега  $\alpha = \alpha_{\text{п}}$ ;

— после достижения скорости отрыва переднего колеса угол атаки начинает увеличиваться с угловой скоростью  $\omega$ :

$$\alpha = \alpha_{\text{п}} + \omega t_1,$$

где  $t_1$  — время с момента начала увеличения угла атаки; после достижения максимально допустимого угла атаки

$$\alpha_{\text{м}} = \alpha_{\text{п}} + \frac{2 \cdot c_{y \max}}{k_V^2 + 1} - c_{y \text{ п}}; \quad k_V = 1,2. \quad (10.16)$$

Это значение  $\alpha$  сохраняется до момента уменьшения угла атаки, который определяется условием:

$$\theta \geq \theta_{\text{н}} - \frac{T_{\text{перех}} \frac{d\theta}{dt}}{2}; \quad (10.17)$$

$$T_{\text{перех}} = \frac{\alpha_{\text{м}} - \alpha_{\text{н}}}{\omega}. \quad (10.18)$$

Уменьшение угла атаки при наборе высоты

$$\alpha = \alpha_{\text{м}} - \omega t_2, \quad (10.19)$$

где  $t_2$  — время с момента начала уменьшения угла атаки до угла  $\alpha = \alpha_{\text{н}}$ .

Принималось, что начало уборки шасси происходит с высоты 3 м по линейному закону за время 10 с

$$c_{x \text{ наб(ш)}} = c_{x \text{ наб}} - \frac{\Delta c_{x \text{ ш}}}{10} t, \quad (10.20)$$

$$\Delta c_{x \text{ ш}} = 0,01; \quad t \leq 10 \text{ с.}$$

При расчете прерванного взлета учитывалось время реакции летчика  $t_{\text{р.л}} = 3$  с, а участок торможения рассчитывался аналогично участку пробега самолета при посадке.

Результаты расчета взлетной дистанции приведены на рис. 10.4 [15].

Посадочная дистанция определялась как сумма длин пробега, выравнивания и планирования:

$$L_{\text{пос}} = 1,67 (L_{\text{пр}} + L_{\text{выр}} + L_{\text{пл}}). \quad (10.21)$$

Длина пробега

$$L_{\text{пр}} = \frac{1}{g} \int_{V_{\text{пос}}}^0 \frac{V dV}{\bar{R}_M - f_{\text{пр}} + \frac{\rho V^2}{2p} (c_{y \text{ пр}} f - c_{x \text{ пр}}) + f \bar{R}_{\text{л.верт}} + \bar{R}_{\text{л.гор}}}, \quad (10.22)$$

где  $V_{\text{пос}} = V_{\text{св}}$ ;  $\bar{R}_M = 0$ ,  $f_{\text{пр}} = 0,3$ .

Величины  $c_{y \text{ пр}}$  и  $c_{x \text{ пр}}$  принимались при  $\alpha = 0$  по поляре самолета.

Для нахождения длины участка планирования с высоты  $H = 15$  м до начала выравнивания определялись параметры траектории установившегося планирования летательного аппарата путем численного интегрирования системы дифференциальных уравнений (10.14) аналогично случаю набора высоты.

Скорость планирования

$$V_{\text{пл}} = k_V V_{\text{min}}; \quad k_V = 1,3. \quad (10.23)$$

$$V_{\text{min}} = \sqrt{\frac{2p(1 - \bar{R}_{\text{л.верт}})}{0,121 c_{y \max}}}. \quad (10.24)$$

Угол наклона траектории

$$\sin \theta = V_y / V_{пл}, \quad (10.25)$$

где  $V_y = 5$  м/с — вертикальная скорость снижения, допускаемая из условий нормального восприятия высоты летчиком [60].

За начало отсчета принята точка начала выравнивания. Изменение траектории движения при выравнивании происходит как за

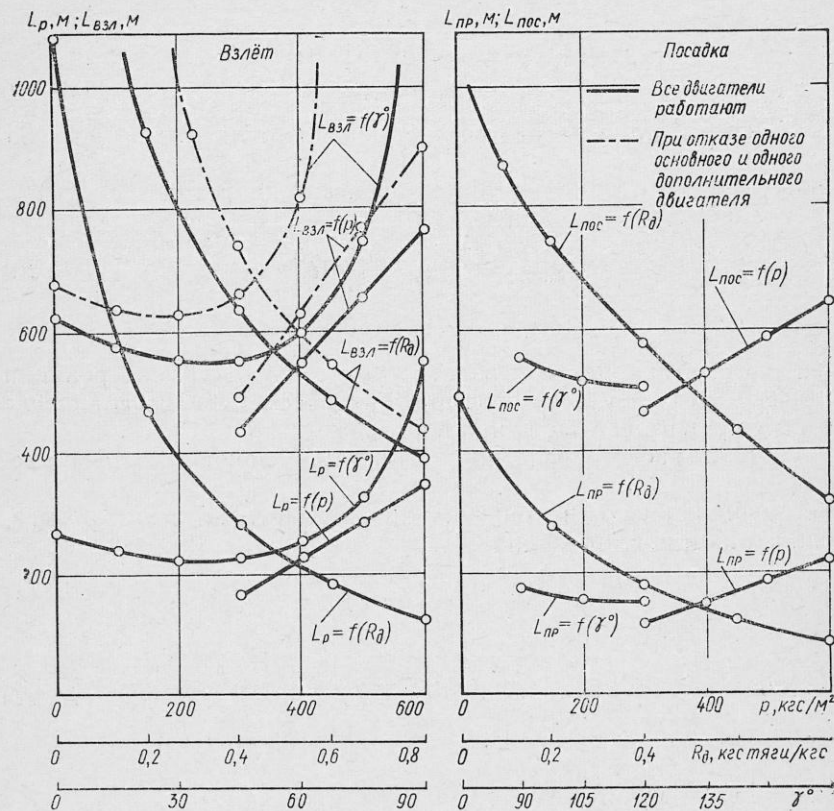


Рис. 10.4. Зависимости взлетно-посадочных характеристик СКВП с дополнительными подъемными двигателями от нагрузки на крыло  $p$  и параметров подъемных двигателей:

Расчетные условия: основных двигателей 2, дополнительных двигателей 6;  $\gamma = 120^\circ$ ;  $R_d = 0,5$ ;  $p = 400$  кгс/м<sup>2</sup>

счет увеличения угла атаки  $\alpha$ , так и за счет вертикальной составляющей тяги дополнительных двигателей. Угол отклонения вектора тяги дополнительных двигателей

$$\gamma_d = 90^\circ - \theta - \alpha \quad (10.26)$$

изменяется в пределах от  $\gamma_{д.пос}$  до  $\gamma_{д.мах}$  со скоростью  $\omega_1$ .

Угол атаки с момента начала выравнивания увеличивается:

$$\alpha = \alpha_{пл} + \omega t_1, \quad (10.27)$$

достигает максимально допустимого угла атаки и сохраняется на этом уровне до момента окончания выравнивания.

В течение времени, равного  $t_2$  (в секундах) с момента начала выравнивания, скорость СКВП поддерживается равной  $V_{пл}$  с помощью тяги маршевых двигателей. По прошествии времени  $t_2$  тяга маршевых ДТРД становится равной нулю.

Выравнивание считается законченным в момент достижения вертикальной скорости

$$\frac{dH}{dt} = -0,5 \text{ м/с} \quad (10.28)$$

на высоте 1 м (высота окончания выравнивания).

Если вертикальное ускорение уменьшилось до  $0,1$  м/с<sup>2</sup>, а выравнивание еще не закончилось, расчет производится повторно с увеличением времени сохранения скорости планирования  $t_2$  на  $\Delta t = 1$  с.

Выдерживание производится со снижением с вертикальной скоростью  $V_y = -0,5$  м/с, а угол атаки определяется из условий  $a_y = 0$ :

$$\alpha = \alpha_p + \frac{2p(\cos \theta - \bar{R}_{д.верт}) - c_{yпр}}{0,121V^2 c_y^a}. \quad (10.29)$$

Максимальное значение угла атаки ограничено величиной

$$\alpha_{max} \leq \alpha_{кр} - 3^\circ. \quad (10.30)$$

Момент приземления определяется по изменению высоты  $H$  на 1 м с момента начала выдерживания.

После приземления угол атаки изменяется от значения  $\alpha'$  в конце выдерживания до  $\alpha_p$  с угловой скоростью  $\omega$ , т. е.

$$\alpha_p = \alpha' - \omega t_2. \quad (10.31)$$

Коэффициент трения от момента приземления до опускания носового колеса  $k_{тр} = 0,04$ , после посадки на три точки  $k_{тр} = k_{тор} = 0,3$ .

Интегрирование заканчивается, когда скорость летательного аппарата становится равной нулю.

Результаты расчета посадочной дистанции для СКВП с дополнительными подъемными двигателями представлены на рис. 10.4 [15].

### Расчет взлетно-посадочных характеристик самолетов с коротким взлетом и посадкой с эжекторным и обдуваемым крылом

В отличие от предыдущего случая некоторую сложность представляет определение  $c_{y \max}$ , так как эта величина зависит от коэффициента импульса струи  $c_{\mu}$ , который, в свою очередь, зависит от скорости полета. Поскольку при  $V_{\min}$

$$c_{\mu} = \frac{2mV'}{\rho V_{\min}^2 S} \text{ и } c_y = \frac{2Y}{\rho V_{\min}^2 S},$$

то, поделив правые и левые части этих равенств, получим

$$c_{\mu}/c_{y \max} = mV'/Y. \quad (10.32)$$

Учитывая, что  $Y = G_0$ , а  $mV'$  — это часть тяги двигателя, реализуемая в эжекторном крыле, и обозначив

$$\bar{R}_{\text{эж}} = \frac{mV'}{G_0} = \frac{c_{\mu}}{c_{y \max}}, \quad (10.33)$$

имеем [см. 18]

$$c_{y \max} = k_{11} + k_{12} \bar{R}_{\text{эж}} c_y + k_{13} \bar{R}_{\text{эж}}^2 c_y^2. \quad (10.34)$$

Проверка показала хорошее качество аппроксимации поляры с помощью квадратичной параболы. Ошибка в диапазоне летных углов атаки и коэффициентов  $c_{\mu}$  не превышает 1—1,5% по сравнению с аппроксимацией с помощью кубической параболы.

После несложных преобразований (10.34) имеем

$$c_{y \max}^2 + \frac{k_{12} \bar{R}_{\text{эж}} - 1}{2k_{13} \bar{R}_{\text{эж}}^2} c_{y \max} + \frac{k_{11}}{k_{13} \bar{R}_{\text{эж}}^2} = 0, \quad (10.35)$$

откуда

$$c_{y \max} = -\frac{k_{12} \bar{R}_{\text{эж}} - 1}{2k_{13} \bar{R}_{\text{эж}}^2} + \sqrt{\left(\frac{k_{12} \bar{R}_{\text{эж}} - 1}{2k_{13} \bar{R}_{\text{эж}}^2}\right)^2 - \frac{k_{11}}{k_{13} \bar{R}_{\text{эж}}^2}}. \quad (10.36)$$

При расчете начального участка разбега коэффициент  $c_{\mu} \rightarrow \infty$ , поэтому до скорости  $V_{\min}$  интегрирование уравнений (10.14) ведется с помощью формул

$$\bar{N}_y = \bar{R}_m \bar{R}_{\text{эж}} k_T \sin \theta + c_{y \rho} \frac{0,121V^2}{2\rho}; \quad (10.37)$$

$$\bar{N}_x = \bar{R}_m \bar{R}_{\text{эж}} k_T \cos \theta + \bar{R}_m(V) - c_{x \rho} \frac{0,121V^2}{2\rho}. \quad (10.38)$$

Коэффициенты  $c_{y \rho}$  и  $c_{x \rho}$  определяются из соображений равенства аэродинамических сил, рассчитанных с использованием и без

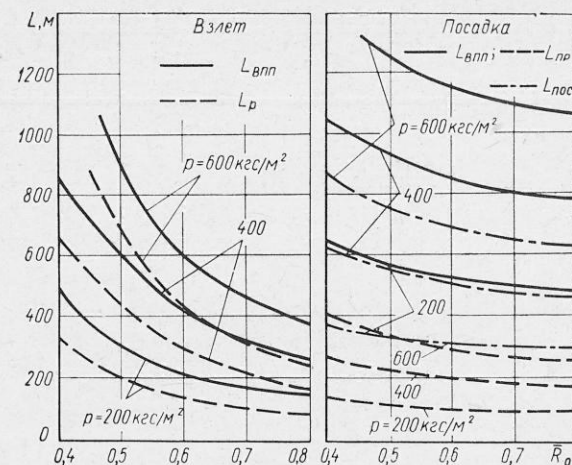


Рис. 10.5. Взлетно-посадочные характеристики СКВП с эжекторным крылом

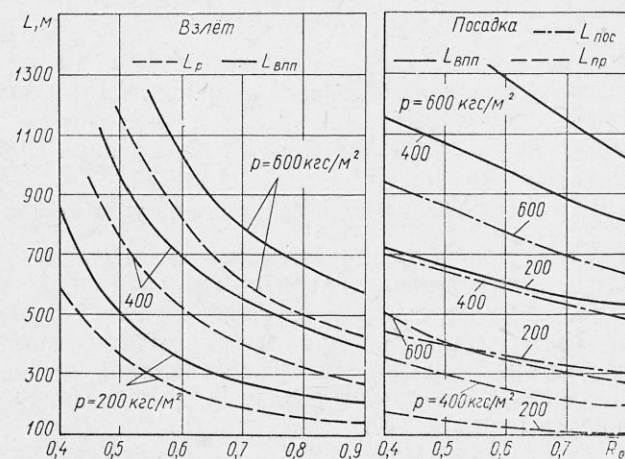


Рис. 10.6. Взлетно-посадочные характеристики СКВП с обдуваемыми закрылками

использования  $c_{\mu}$  при скорости  $V_{\min}$ , чему соответствуют соотношения

$$c_{yр} \frac{0,121V^2}{2\rho} = c_{y0} + 0,2\rho_1 - \bar{R}_m \bar{R}_{эж} k_T \sin \theta; \quad (10.39)$$

$$c_{xр} \frac{0,121V^2}{2\rho} = c_{x0} + 0,2\rho_1 + 0,4\rho_2 - \bar{R}_m \bar{R}_{эж} k_T \cos \theta. \quad (10.40)$$

После достижения скорости  $V_{\min}$  интегрирование ведется с помощью формул

$$\bar{N}_y = c_y \frac{0,121V^2}{2\rho} + \bar{R}_m(\bar{V}) \sin \alpha_m; \quad (10.41)$$

$$\bar{N}_x = \bar{R}_m(V) \cos \alpha_m - c_x \frac{0,121V^2}{2\rho} \quad (10.42)$$

в предположении, что для создания вертикального ускорения используется половина располагаемой подъемной силы

$$c_y = \frac{2c_{y\max}}{k_{без} + 1}. \quad (10.43)$$

Дальнейший расчет взлетно-посадочных характеристик СКВП с эжекторным и обдуваемым крылом проводится по методике, изложенной в предыдущем разделе. Результаты расчета приведены на рис. 10.5 и 10.6 [18].

#### 10.4. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОЙ ДЛИНЫ ЛЕТНОГО ПОЛЯ, ПОТРЕБНОГО ДЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ СКВП С МИНИМАЛЬНЫМИ ЗАТРАТАМИ

Результаты расчетов, выполненных на ЭВМ по соотношениям, приведенным выше, дают возможность оценить взлетно-посадочные характеристики СКВП с выбранными для анализа подъемно-тяговыми системами в пределах заданных исходных параметров.

##### 10.4.1. СКВП с дополнительной силовой установкой

На первом этапе расчета определялись оптимальные углы отклонения вектора тяги дополнительной силовой установки при фиксированных значениях других параметров, а затем определялась зависимость  $L_{i(впп)} = f(\rho, \bar{R}_{од})$  при выбранных оптимальных углах поворота вектора тяги дополнительной силовой установки (см. рис. 10.4). Значения указанных характеристик, выбранные для анализа, приведены в табл. 10.1.

Зависимости  $L_{взл}$ ,  $L_p = f(\gamma_d^\circ)$  имеют четко выраженный минимум в диапазоне углов  $\gamma_d^\circ = 20^\circ \dots 40^\circ$ , характерный для всех рассматриваемых значений тяговооруженности. При этом  $L_{взл}$  при изменении угла  $\gamma_d^\circ$  от 0 до  $30^\circ$  сокращается на 8—12% за счет соответствующего сокращения длин разбега и набора высоты.

Величина  $\bar{R}_{од}$  оказывает существенное влияние на все элементы траектории взлета, причем при оптимальном  $\gamma_d^\circ$  и заданных

Основные характеристики СКВП с дополнительной силовой установкой, выбранные для анализа

Режим	$\rho$ , кгс/м <sup>2</sup>	$\bar{R}_{ом}$	$\bar{R}_{од}$	$\gamma_d^\circ$
Взлет	400	0,25	0,5	30
Посадка	400	0	0,5	160

начальных условиях ( $\bar{R}_{ом} = 0,25$ ;  $\rho = 300 \dots 500$  кгс/м<sup>2</sup>;  $c_{y\max} = 2,15$ ) для обеспечения  $L_{взл} = 600$  м требуется дополнительная тяговооруженность в пределах  $\bar{R}_{од} = 0,3 \dots 0,6$ .

Зависимость  $L_{взл} = f(\rho)$  имеет линейный характер, причем градиент изменения длины набора высоты оказывается несколько меньшим, чем для длины разбега в связи с выбранным законом изменения  $\bar{R}_{ом}$  и  $\bar{R}_{од}$ . Видно, что для заданных начальных условий увеличение  $\rho$  на 100 кгс/м<sup>2</sup> приводит к увеличению  $L_{взл}$  в среднем на 20% или требует увеличения  $R_{од}$  примерно на 10%.

Зависимость  $L_{проб} = f(\gamma_d^\circ)$  имеет пологий минимум в районе  $\gamma_d^\circ = 140 \dots 180^\circ$  для всех рассмотренных значений  $\bar{R}_{од}$ . Отклонение вектора тяги на участке выравнивания нецелесообразно, так как это приводит к возрастанию функции  $L_{выпр} = f(\gamma_d^\circ)$ , причем, как показывают расчеты, при увеличении угла  $\gamma_d^\circ$  больше  $60^\circ$  при  $\bar{R}_{од} \geq 0,1$  выравнивания не происходит, поскольку не достигается значение  $V_y = 0$ . При значениях  $\bar{R}_{од} < 0,1$  дополнительная силовая установка практически не оказывает влияния на процесс выравнивания. В этом случае возможно отклонение ее вектора тяги на угол до  $180^\circ$ .

Таким образом, использование тяги дополнительных двигателей целесообразно только для обеспечения начального заданного угла выравнивания или угла планирования порядка  $7^\circ$ . Непосредственно на участке выравнивания угол  $\gamma_d$  может быть установлен любым в пределах  $180^\circ$ , т. е. таким же, как при пробеге, что значительно упрощает программу регулирования угла  $\gamma_d$  по времени на режиме посадки.

Зависимости  $L_{пос}$ ,  $L_{пр} = f(\rho)$  (см. рис. 10.6), так же как и для взлетного режима, имеют линейный характер. При этом длина пробега зависит в большей степени от нагрузки на крыло, чем длина участка выравнивания; для заданных начальных условий, при увеличении  $\rho$  на 100 кгс/м<sup>2</sup> длина пробега увеличивается в среднем на 35%, длина выравнивания — на 20%.

##### 10.4.2. Сравнительный анализ взлетно-посадочных характеристик СКВП, выполненных по различным схемам

Обобщенные результаты расчета взлетно-посадочных характеристик СКВП с эжекторным и обдуваемым крыльями представлены на рис. 10.7 в виде зависимостей  $L_{впп} = f(\rho, \bar{R}_{о})$ . Видно, что

длина ВПП для СКВП с энергетической механизацией наиболее интенсивно уменьшается с увеличением тяговооруженности в диапазоне значений  $\bar{R}_0 = 0,4 \dots 0,6$ . Повышение тяговооруженности в значительно большей степени влияет на взлетные характеристики, чем на посадочные, в то время как последние являются определяющими (см. рис. 10.5, 10.6).

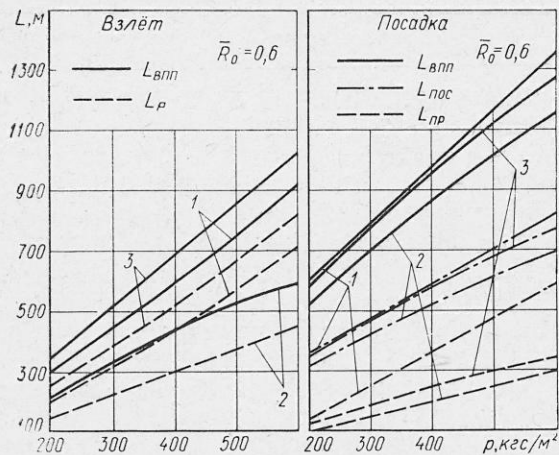


Рис. 10.7. Сравнение взлетно-посадочных характеристик различных типов СКВП:

1—с дополнительными подъемными двигателями; 2—с эжекторным крылом; 3—с обдуваемыми закрылками

Зависимость  $L_{\text{впп}} = f(p)$  во всех случаях близка к прямой на всем рассмотренном диапазоне значений нагрузок на крыло. При этом длина ВПП, потребная для взлета СКВП с эжекторными закрылками, имеет более пологий наклон, а темп роста функции  $L_{\text{впп}} = f(p)$  с увеличением нагрузки на крыло несколько замедляется, в то время как у СКВП с подъемными двигателями и обдуваемыми закрылками наблюдается обратная картина.

При рассмотрении посадочных характеристик видно, что с возрастанием нагрузки на крыло у СКВП с дополнительными подъемными двигателями длина пробега возрастает в большей степени, чем у СКВП с энергетической механизацией крыла, что объясняется возрастанием  $c_{\mu}$ , а следовательно, и  $c_{y \text{ max}}$ .

Проведенные расчеты показали, что наилучшими взлетными и посадочными характеристиками практически во всем диапазоне исследованных параметров обладают СКВП с эжекторным крылом. При увеличении нагрузки на крыло и тяговооруженности преимущества СКВП данного типа возрастают до значений  $\bar{R}_0 = 0,65 \dots 0,75$ . Наихудшими взлетными характеристиками из рассмотренных типов летательных аппаратов обладают СКВП с обдуваемыми закрылками.

Посадочные характеристики СКВП с эжекторным крылом с повышением тяговооруженности улучшаются медленнее и при значениях  $\bar{R}_0 \geq 0,8$  становятся соизмеримыми с характеристиками СКВП других типов, что объясняется ограниченными возможностями повышения  $c_{\mu}$  с увеличением тяговооруженности из-за конечных размеров воздухопроводов, размещаемых в крыле (в рассматриваемом случае  $c_{\mu \text{ max}} = 1,25$ ).

Самолеты СКВП с обдуваемыми закрылками и дополнительными двигателями обладают близкими посадочными характеристиками при несколько меньших посадочных дистанциях СКВП с обдуваемыми закрылками во всем диапазоне рассмотренных значений  $p$ ,  $\bar{R}_0$ .

Сравнение взлетно-посадочных характеристик СКВП, рассчитанных по существующим Нормам летной годности гражданских самолетов, показало, что во всем рассматриваемом диапазоне исходных параметров длина ВПП, определяемая из условий взлета, существенно меньше длины ВПП, определяемой из условий посадки. При этом получение длины ВПП менее 700—800 м возможно только при сочетании низких нагрузок на крыло со значительной тяговооруженностью, что мало приемлемо с точки зрения комфорта при полете в болтанку и экономичности эксплуатации.

В соответствии с НЛГС (гл. 3) [32] длина ВПП без учета концевых полос безопасности должна равняться

$$L_{\text{впп}} = L_{\text{пос}} / 0,6, \quad (10.44)$$

где  $L_{\text{пос}}$  — посадочная дистанция самолета с высоты 15 м над торцом ВПП.

При этом расстояние от входной кромки ВПП до точки приземления колеблется, в зависимости от характеристик СКВП, от 200 до 450 м без учета концевой полосы безопасности (КПБ). В то же время анализ посадочных характеристик СКВП показывает, что длина пробега в несколько раз меньше длины ВПП, определенной из условий посадки в соответствии с НЛГС и составляет:

— для СКВП с эжекторными и обдуваемыми закрылками 19—25% (см. рис. 10.5, 10.6);

— для СКВП с дополнительными подъемными двигателями 27—43% (см. рис. 10.4).

Таким образом, существующие НЛГС не учитывают специфику СКВП, что приводит к завышению потребной длины летного поля и искажению действительных посадочных возможностей СКВП.

#### 10.4.3. Техничко-экономическая оценка выбора оптимальной длины летного поля, потребного для эксплуатации СКВП

Очевидно, что для оценки оптимального сокращения длины ВПП требуется комплексное рассмотрение экономики СКВП различных схем на заданной сети авиалиний. Однако уровень исходных данных не позволяет в настоящее время произвести точное ре-

шение данной задачи. В связи с этим вопрос о выборе оптимальной длины летного поля для СКВП ограничен предварительным рассмотрением влияния взлетно-посадочных характеристик на экономичность СКВП в крейсерском полете.

При оценке крейсерских характеристик СКВП необходимо учитывать такие его специфические особенности, как избыточное дросселирование мощности силовой установки в связи с ограничениями по  $M_{кр}$  или сопротивление гондол подъемных двигателей. Из-за отсутствия опыта проектирования СКВП при экономическом расчете значительную трудность представляет определение его весовой отдачи.

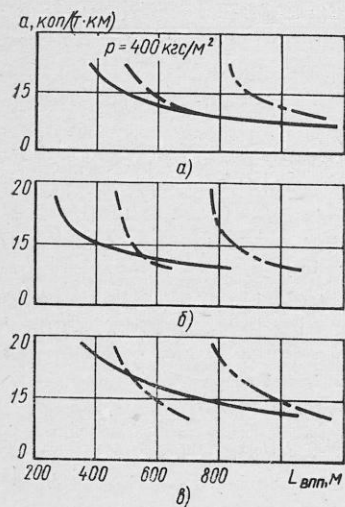


Рис. 10.8. Зависимость себестоимости  $a'$  перевозок от длины  $L_{ВПП}$ , необходимой для взлета и посадки:

а—самолеты со вспомогательными двигателями; б—самолеты с реактивным крылом; в—самолеты с обдуваемыми закрылками; — — взлет; — — посадка,  $L_{ВПП} = L_{пос}/0,6$ ; — — посадка,  $L_{ВПП} = 2L_{пр} + 100$  м

маленькую себестоимость перевозок при расчетных длинах ВПП 900—1100 м имеют СКВП с дополнительными двигателями, что соответствует  $\bar{R}_{од} = 0,4 \dots 0,5$  при  $\rho = 400 \dots 450$  кгс/м<sup>2</sup>. Для длин ВПП 800—900 м наименьшую себестоимость имеют СКВП с реактивным крылом, однако они требуют снижения удельной нагрузки на крыло до величины  $\rho = 300 \dots 350$  кгс/м<sup>2</sup> при  $\bar{R}_{од} = 0,4 \dots 0,5$ ; для СКВП с обдуваемыми закрылками при тех же значениях  $\bar{R}_{од}$  и  $\rho$  необходимые расчеты длины ВПП составляют 900—1000 м.

#### 10.4.4. СКВП с ТВД, обдувающим механизированное крыло

В качестве расчетного случая был выбран полет с одной промежуточной посадкой на дальность 440 км и запасом топлива на

#### 10.5. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОНЯТИЙ СКВП И СВВП

Несмотря на большой объем публикаций по проблемам короткого взлета и вертикального взлета, где широко употребляются термины «СКВП» и «СВВП» для обозначения летательных аппаратов данного типа, до настоящего времени нет полностью удовлетворительного определения этих понятий. Проведенные в предыдущих разделах расчеты позволяют в первом приближении дать эти определения.

Как правило, основным параметром, определяющим СКВП, является необходимая длина летного поля, однако в разное время и в разных странах ее величина имела большие отличия. Так, в начале 1960-х годов длину ВПП для СКВП в США определяли в пределах 150—450 м; позднее называлась только одна величина — 450 м (1500 футов). В настоящее время к классу СКВП относят летательные аппараты, которые могут эксплуатироваться на летных полях длиной 610 м (2000 футов). За рубежом иногда указываются длины ВПП, равные 600—750 м, в то время как некоторые фирмы даже длину летного поля, равную 800 м, связывают с СКВП.

Третье совещание Комитета ИКАО по авиационным шумам CAN/3 (Монреаль, март 1973 г.), разрабатывавшее предложения относительно сертификации по шуму СКВП, ввиду отсутствия общепринятого определения приняло следующую формулировку:

«Самолетом короткого взлета должен считаться самолет с максимальным зарегистрированным взлетным весом свыше 5700 кгс, предназначенный для перевозок на короткие расстояния и способный совершать полеты со значительно более крутыми траекториями и сбалансированной длиной ВПП значительно короче, чем те, которые используются для обычных самолетов такого же веса».

Такое толкование термина «СКВП» является достаточно общим и не дает точных критериев для его оценки, а ограничение нижнего предела взлетного веса, удобное для целей сертификации летательных аппаратов по шуму, автоматически исключают из рассмотрения легкие СКВП.

Известно, что при заданной длине ВПП тяга, необходимая для взлета самолета, зависит от ряда параметров:  $\rho$ ,  $c_{y \max}$ ,  $\bar{R}_0$  и т. д. При  $\rho = \text{const}$ , как было показано в предыдущих главах, необходимая тяговооруженность практически для всех активных систем создания подъемной силы, устанавливаемых на СКВП, при длине ВПП около 600 м соответствует величине  $\bar{R}_0 = 0,4 \dots 0,6$ , что считается приемлемым с точки зрения экономики эксплуатации.

Поэтому в настоящее время длина ВПП, равная 610 м, достаточно прочно утвердилась в требованиях к зарубежным СКВП (см. гл. 6). Близкую к ней величину  $L_{ВПП} = 600$  м целесообразно назначать и для СКВП, предназначенных к эксплуатации в условиях СССР, что позволяет базировать самолет КВП на любом класси-



фицированном аэродроме гражданской авиации, в том числе и с минимальной длиной летного поля (аэродром класса E).

Второй величиной, подлежащей нормированию при определении СКВП, является нагрузка на крыло. Расчеты показывают, что себестоимость перевозки снижается примерно в два раза при переходе от величины  $p=200$  кгс/м<sup>2</sup> к величине  $p=500 \dots 600$  кгс/м<sup>2</sup> (см. рис. 9.5). С другой стороны, назначение слишком высоких значений нагрузки на крыло нецелесообразно в связи с повышением скорости сваливания при полете на малых скоростях и, следовательно, выбор оптимальной нагрузки на крыло для СКВП является компромиссом между указанными условиями. Однако в любом случае нагрузка на крыло не должна быть ниже  $p=400$  кгс/м<sup>2</sup>, поскольку эта величина является нижней границей, обеспечивающей приемлемый уровень комфорта в пассажирской кабине при полете в болтанку и принята для зарубежных перспективных СКВП (см. рис. 5.4).

Третьим условием для классификации СКВП является обеспечение требования стабилизации и управления с помощью аэродинамических сил на всех участках полета, начиная с момента взлета. При этом для повышения эффективности рулей возможно применение многозвенных управляющих поверхностей, сдува на плоскости управления или выдува струи газа вдоль размаха элеронов и оперения, что выбирается в каждом конкретном случае конструктором в зависимости от схемы и назначения СКВП.

Таким образом, можно дать следующее определение СКВП:

«Самолетом короткого взлета и посадки (СКВП) называется летательный аппарат, взлетно-посадочные характеристики которого обеспечивают эксплуатацию его на аэродромах с длиной ВПП не более 600 м при нагрузке на крыло не менее 400 кгс/м<sup>2</sup>, стабилизация и управление которым обеспечивается на всех участках полета с помощью аэродинамических сил».

Как следует из проведенных расчетов (см. рис. 10.5—10.8), при длине ВПП, приближающейся к 300 м,  $\bar{R}_0 \rightarrow 1$  и в этом случае целесообразен переход к вертикальному взлету. Особую важность здесь приобретает определение взлетной дистанции при отказе двигателя на малых скоростях полета, поскольку потребная подъемная сила еще не создается крылом. В зависимости от подъемно-тяговой системы при  $L_{впп} \leq 300$  м возможны два случая определения взлетной дистанции.

Для СВВП с двигателем типа несущего винта, потребная индуктивная мощность которого быстро уменьшается с увеличением скорости полета и, следовательно, потеря тяги при отказе двигателя может быть компенсирована путем уменьшения потенциальной энергии летательного аппарата, при назначении взлетной дистанции в первом приближении можно воспользоваться Нормами летной годности гражданских вертолетов, согласно которым вертолеты подразделяются на две категории в зависимости от их взлетно-посадочных характеристик:

— к категории I относятся многодвигательные вертолеты, которые в случае отказа одного двигателя в любой точке траектории взлета могут или прервать взлет и совершить посадку в пределах располагаемой длины летной полосы, или продолжить взлет с последующим набором высоты, разворотом и заходом на посадку с отказавшим двигателем;

— к категории II относятся одно- и многодвигательные вертолеты, которые в случае отказа одного двигателя в любой точке траектории взлета обязательно прерывают взлет и совершают безопасную для находящихся на вертолете лиц посадку или в пределах летной полосы, или на неподготовленную площадку.

Как правило, требования категории I относятся к пассажирским вертолетам, а требования категории II применимы к транспортно-связным вертолетам, в том числе совершающим взлет со служебными пассажирами. Поэтому предельной длиной ВПП, определяемой минимальной из условий безопасности тяговооруженностью СВВП с несущими винтами, будет  $L_{впп} \sim 300$  м.

При использовании в качестве силовой установки СВВП подъемных или подъемно-маршевых двигателей потеря тяги при отказе одного из них не может быть компенсирована подъемной силой крыла в пределах взлетной дистанции. В этом случае должна быть обеспечена возможность продолжения вертикального полета без снижения при отказе двигателя в любой точке траектории взлета или СВВП должен выполнять одно из следующих требований:

— снижение с разгоном до скорости, при которой возможен дальнейший полет с набором высоты на постоянном допустимом удалении от плоскости препятствий;

— безопасное выполнение маневра со снижением и уверенная посадка на предельно ограниченной исходной площадке взлета.

Очевидно, что требования к величине вертикальной тяговооруженности при использовании перечисленных выше методов взлета будут различны, а так как стартовая тяговооруженность существенно влияет на экономику СВВП, то для гражданской авиации более целесообразным будет, по-видимому, метод обеспечения взлета при минимальной тяговооруженности. Поэтому предельной длиной ВПП, обеспечивающей безопасность взлета СВВП, можно считать  $L_{впп} \sim 300$  м.

Ввиду отсутствия соответствующих норм в качестве минимального размера летного поля для эксплуатации СВВП с дополнительными силовыми установками можно принять посадочную площадку размером 50×50 м, используемую в гражданской авиации для эксплуатации тяжелых вертолетов [74].

При малых скоростях и особенно вертикальном взлете аэродинамические рули оказываются неэффективными, что требует установки на СВВП с подъемными двигателями специальных устройств для обеспечения его устойчивости и управляемости. С этой целью могут быть использованы сопловые аппараты, воздушные винты или небольшие вентиляторы в хвостовой и носовой частях фюзеля-

жа, дифференциальное изменение тяги подъемных ТРД и ряд других устройств.

И, наконец, параметры крыла СВВП должны выбираться главным образом из условия обеспечения крейсерского полета с минимальными затратами, поскольку взлетно-посадочные характеристики летательного аппарата этого класса не требуют аэродинамического обеспечения. При определении допустимой нагрузки на крыло здесь будут справедливы, по-видимому, все указанные выше положения, относящиеся к самолету короткого взлета.

Таким образом, можно дать следующее определение СВВП:

«Самолетом вертикального взлета и посадки (СВВП) называется летательный аппарат, вертикальная составляющая тяги и средства обеспечения устойчивости и управляемости которого позволяют эксплуатировать его на аэродромах и посадочных площадках с размерами летного поля от 50 до 300 м».

Сформулированные выше определения самолетов КВП/ВВП, позволяют выявить еще один класс летательных аппаратов, отличных от СОВП. Этот класс — самолеты с сокращенным или укороченным взлетом и посадкой (СУВП). Они характеризуются относительно малой нагрузкой на крыло, хорошей механизацией передней и задней кромок крыла и повышенной по сравнению с СОВП тяговооруженностью маршевых двигателей. Фактически все типы самолетов образуют непрерывный спектр в поле параметров  $L_{впп} = f(\bar{R}_0, p)$ , на одном конце которого находятся СКВП/СВВП, на другом — СОВП.

#### 10.6. ОБЛАСТИ ОПТИМАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРСПЕКТИВНЫХ ПАССАЖИРСКИХ СКВП

На основании проведенного в гл. 9 и 10 параметрического исследования крейсерских и взлетно-посадочных характеристик транспортных СКВП с различными силовыми установками и средствами создания подъемной силы на малых скоростях полета можно сделать следующие выводы.

Минимум себестоимости перевозок для самолетов с ТВД и ДТРД в рассматриваемых диапазонах коммерческих нагрузок (I группа  $G_{ром} = 1,5 \dots 10$  тс; II группа  $G_{ром} = 5,0 \dots 20$  тс и дальностей полета ( $L_{кр I} = 100 \dots 1200$  км,  $H = 3$  км;  $L_{кр II} = 500 \dots 2500$  км,  $H = 8$  км) обеспечивается при следующих значениях тяговооруженности (энерговооруженности) и степени двухконтурности:

$$I. \bar{R}_0(\bar{N}_0) = 0,18 \dots 0,25; m = 4 \dots 6;$$

$$II. \bar{R}_0(\bar{N}_0) = 0,25 \dots 0,3; m = 5 \dots 7.$$

Для данного самолета себестоимость перевозки существенно уменьшается при увеличении нагрузки на крыло; минимальное значение себестоимости ограничено предельными значениями минимальной и максимальной скоростей полета для выбранного значения  $p$ .

Себестоимость перевозок остается практически постоянной для всех рассматриваемых типов самолетов в диапазонах дальности  $L_{кр} = 600 \dots 1200$  км для самолетов группы I и  $L_{кр} = 1000 \dots 2500$  км для самолетов группы II, причем самолеты с ДТРД при высокой нагрузке на крыло ( $p = 400-500$  кгс/м<sup>2</sup>) обеспечивают себестоимость на 5-10% ниже, чем самолеты с ТВД.

Оптимальные углы поворота вектора тяги дополнительной силовой установки, обеспечивающие достижение минимальной длины летного поля, находятся в диапазоне  $\gamma_d = 20 \dots 40^\circ$  для взлета и  $\gamma_d = 140 \dots 180^\circ$  для посадки.

При заданных начальных условиях ( $\bar{R}_{0м} = 0,25$ ;  $\gamma_m = 0^\circ$ ;  $\gamma_d = 30^\circ$ ;  $c_{y \max} = 2,15$ ) потребная тяговооруженность дополнительной силовой установки СКВП, обеспечивающая длину летного поля 600 м, находится в диапазоне  $\bar{R}_d = 0,4 \dots 0,6$  в зависимости от нагрузки на крыло.

Наилучшими взлетными и посадочными характеристиками практически во всем диапазоне исследованных параметров обладают СКВП с эжекторным крылом; наихудшими — СКВП с обдуваемыми закрылками. Для всех типов СКВП с энергетической механизацией длина ВПП наиболее сильно изменяется в диапазоне значений  $\bar{R}_0 = 0,4 \dots 0,6$ .

Требования действующих Норм летной годности не учитывают специфику СКВП, что приводит к завышению потребной длины летного поля и искажению действительных посадочных возможностей СКВП; достижение  $L_{впп} \leq 600$  м по требованию современных НЛГ возможно только при сочетании  $p \leq 200$  кгс/м<sup>2</sup> и  $R_0 \geq 0,7$ , что неприемлемо по условиям комфорта и низкой экономичности эксплуатации.

Минимальная себестоимость перевозок на СКВП с различными силовыми установками обеспечивается в диапазоне основных характеристик, приведенных в табл. 10.2.

Таблица 10.2

Оптимальные диапазоны основных характеристик СКВП, обеспечивающих минимум себестоимости эксплуатации

Тип ПТС СКВП	$L_{впп}$ , м	$\bar{R}_0$	$p$ , кгс/м <sup>2</sup>
Подъемные двигатели	900—1100	$\bar{R}_d = 0,4 \dots 0,5$	400—500
Эжекторное крыло	800—900	$\bar{R}_{0м} = 0,25$ $0,4-0,5$	300—350
Обдуваемое крыло (ДТРД)	900—1000	<b>0,4—0,5</b>	300—350
Обдуваемое крыло (ТВД)	400—500	0,5—0,6	120—140

## Глава 11. ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ СКВП В ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЕ ПАССАЖИРОПОТОК—АЭРОДРОМ—САМОЛЕТ

Сравнительная экономическая эффективность различных технических решений для осуществления транспортного процесса, как показала практика, наилучшим образом оценивается по минимуму затрат общественного труда, которые в стоимостном выражении включают в себя эксплуатационные расходы и приведенные капитальные вложения в основные и оборотные средства:

$$П = \mathcal{E}_j + E_n K_j \rightarrow \min, \quad (11.1)$$

где  $\mathcal{E}_j$  — текущие затраты на вид транспорта;  $K_j$  — капитальные вложения в вид транспорта;  $E_n$  — нормативный коэффициент экономической эффективности капитальных вложений (в целом для народного хозяйства  $E_n = 0,12$ ).

По существующей методике ИКТП [28, 29] различные виды транспорта сравниваются при условии их взаимозаменяемости, постоянных величинах пассажиро- и грузопотока и равных расстояниях, т. е. в систему показателей включены только те расходы, которые могут изменяться в зависимости от варианта использования транспортных линий. При этом показатели себестоимости перевозок и капитальных вложений, т. е. расходные ставки, рассматриваются не как средние величины для данного вида транспорта и не как производственные показатели для конкретных участков существующей сети, а как типичные показатели применительно к данным условиям, т. е. с учетом ряда факторов, влияющих на уровень себестоимости и удельных капиталовложений (объема и структуры пассажиро- и грузооборота, технического вооружения, природных условий и т. д.).

Основным условием достоверной оценки различных технических решений для осуществления одного и того же транспортного процесса является сопоставимость сравнительных вариантов по кругу затрат, входящих в объем капиталовложений, методом исчисления стоимостных показателей, ценам и т. д. Если в сравниваемых вариантах капиталовложения осуществляются в разные сроки, а текущие затраты изменяются во времени, то затраты более поздних лет приводятся к текущему моменту при помощи коэффициента приведения [28]

$$\lambda_t = \frac{1}{(1 + E'_{н.п})^t}, \quad (11.2)$$

где  $t$  — период времени приведения (годы);  $E'_{н.п}$  — норматив разновременных затрат, равный 0,08.

Наконец, на окончательное решение о применении того или иного вида транспорта влияют и некоторые качественные показатели, которые не всегда могут быть выражены в стоимостной форме, в том числе и соображения социально-экономического, эксплуатаци-

онного и оборонного характера. Например, обеспечение удобств обслуживания в ряде случаев имеет большее значение, чем денежные затраты; при развитии транспортных систем предпочтение иногда отдается более дорогим вариантам, но обладающим более существенными удобствами, которые характеризуются прежде всего суммарной затратой пассажирами времени на поездку. При существенной разнице в продолжительности поездок рекомендуется давать денежную оценку пассажиро-часов с учетом маршрутной скорости, интервалов движения и времени на переходы и пересадки.

Денежное выражение потерь времени пассажирами рекомендуется на заключительных этапах сравнения вариантов суммировать с эксплуатационными расходами [28].

### 11.1. ПОДХОДЫ К КОЛИЧЕСТВЕННОЙ ОЦЕНКЕ ПОТЕРЬ ОБЩЕСТВЕННОГО ВРЕМЕНИ ПРИ СКОРОСТНЫХ ПЕРЕВОЗКАХ ПАССАЖИРОВ И ГРУЗОВ

Используемый в большинстве методик показатель себестоимости перевозок (т·км, пасс.-км), не отражает качества продукции, т. е. условий перевозки пассажиров и суммарного времени, потребного для поездки пассажира «от двери до двери» и грузов от поставщика до потребителя.

Анализируя потери общественного времени при перевозке пассажиров, следует учитывать, что воздушным транспортом пользуется, как правило, наиболее деятельная часть населения (командированные — до 50%). Вместе с тем, проблема оценки затрат времени на передвижение пассажира до сих пор принадлежит к числу трудных и мало разработанных, так как в действующих методиках нет соответствующих рекомендаций.

Значительная часть работ по оценке стоимости пассажиро-часа посвящена исследованиям затрат времени на поездки пассажиров в дальнем и местном сообщении на железнодорожном транспорте [10, 19, 38, 42, 44, 47]. Наиболее полный обзор состояния данного вопроса приведен в работах [6, 11]. Некоторые зависимости для авиационного транспорта приведены в работах [5, 20, 21].

Зарубежные специалисты также уделяют большое внимание вопросу стоимостной оценки затрат времени населения на передвижения. Так, например, стоимость одного пассажиро-часа на городском транспорте оценивается в Дании 26 коп., Финляндии 61 коп., Швейцарии 1,3 руб., в США от 0,9 до 2,5 руб. в зависимости от вида транспорта и транспортных задач.

Сбереженное время в результате увеличения скорости переезда в общем виде может быть выражено как [6].

$$\Delta ПЧ = \sum П \left( \frac{1}{v'_п} - \frac{1}{v''_п} \right), \quad (11.3)$$

где  $\Delta ПЧ$  — сбереженные пассажиро-часы;  $\sum П$  — объем перевозок, пасс.-км;  $v'_п, v''_п$  — скорости движения, км/ч.

Ниже приводится краткий анализ существующих методов и подходов к оценке стоимости пассажиро-часа. Основной идеей при этом является попытка обратить «материальный эффект», полученный от сокращения времени при поездках пассажиров на транспорте, на увеличение производительности труда. В частности, исходя из того, что примерно 20% сэкономленных пассажиро-часов может быть обращено на увеличение времени производительного труда и оценки продукции (национального дохода), создаваемой за 1 чел.-ч в размере 140—150 коп., акад. Т. С. Хачатуров оценивает 1 пасс.-ч в среднем для всех категорий пассажиров в размере 25—26 коп. [44]. Близкие к этим цифры получены в работе [38]. Умножая национальный доход, производимый за 1 чел.-ч труда, на коэффициент  $K_1$ , отражающий долю пассажирооборота, приходящийся на пассажиров, занятых производительным трудом, и на коэффициент  $K_2$ , отражающий долю рабочего времени в общем календарном времени, в работе [10] получено, что при значениях указанных коэффициентов  $K_1=0,5$  и  $K_2=0,2$  стоимость 1 пасс.-ч составляет 14—15 коп. Эта же величина, полученная исходя из часовой заработной платы работающих на предприятиях, составляет 10,5—11 коп. [19].

В работе [6] весь пассажиропоток дифференцируется на четыре части: командированных, перемещаемых по службе и оргнабору и передвигающихся по личным надобностям. Каждая категория, в свою очередь, делится на работающих в сфере материального производства и в непроизводственной сфере. Расчет стоимости пассажиро-часа ведется по формуле

$$c_{п.ч} = \frac{1}{720} [(1 + \beta)(\psi c_{н.ч} + \xi c_{з.п}) + 30(\alpha c_k + \beta c_e)], \quad (11.4)$$

где  $c_{н.д}$  — отнесенная к одному месяцу доля абсолютного размера национального дохода, приходящаяся на одного работника производственной сферы, руб.;  $c_{з.п}$  — средняя месячная заработная плата работника производственной сферы, руб.;  $c_k, c_e$  — средняя величина суточных, выплачиваемых по командировке или в связи с перемещением по службе работникам обеих сфер, руб.;  $\psi, \xi$  — коэффициенты, учитывающие распределение пассажиропотоков по сферам производства;  $\alpha$  — доля командированных в общем пассажиропотоке;  $\beta$  — доля перемещаемых по службе и оргнабору в общем пассажиропотоке.

На основе выборочных обследований железнодорожных пассажирских перевозок стоимость 1 пасс.-ч в 1960 г. определена в 10 коп. Расчет по формуле (11.4) для настоящего времени дает величину  $c_{п.ч} = 16 \dots 18$  коп.

Анализ величин  $c_{п.ч}$ , полученных другими авторами в большом количестве работ [6, 11], показывает, что эта величина колеблется в пределах от 10 до 40 коп./пасс.-ч, что позволяет рекомендовать к использованию осредненную величину  $c_{п.ч} = 15$  коп./пасс.-ч, полученную из расчета величины национального дохода, производимого в 1 чел.-ч всем населением страны.

Для пассажиров, находящихся в пути более одной ночи, методика ИКТП [28] рекомендует принимать стоимость одного пассажиро-часа в среднем 0,2—0,3 руб., имея в виду, что эта величина представляет собой дополнительную прибыль от возможного повышения тарифа и могла бы быть оплачена пассажиром при сокращении времени пребывания в пути.

Оценка удельных затрат, связанных с потерей общественного времени при наземных перевозках авиапассажиров в целом по Аэрофлоту или для данной конкретной линии, может быть произведена по формуле, аналогичной по структуре (11.4),

$$A_0 = N(\alpha + \beta) \frac{c'_{п.ч}}{V_{с.п}} + N\alpha \frac{1}{V_{с.п}} \frac{1}{24} c_k + N\beta \frac{1}{V_{с.п}} \frac{1}{24} c_e. \quad (11.5)$$

После упрощений получим

$$A_0 = \frac{N}{V_{с.п}} c_{п.ч}, \quad (11.6)$$

где  $N$  — годовой пассажирооборот авиапредприятия, пасс.-км;  $V_{с.п}$  — средняя путевая скорость пассажира, км/ч;

$$V_{с.п} = \frac{L}{\Sigma t_i}, \quad (11.7)$$

$L$  — расстояние между центрами городов, которые обслуживает данная линия, км;  $\Sigma t_i$  — суммарное время нахождения пассажира в пути, ч;  $c_{п.ч}$  — стоимость пассажиро-часа, руб./пасс.-ч:

$$c_{п.ч} = \left[ (\alpha + \beta) c' + \frac{1}{24} (\alpha c_k + \beta c_e) \right], \quad (11.8)$$

где  $\alpha$  — доля командированных рабочих и служащих в общем пассажиропотоке;  $\beta$  — доля перемещаемых по службе и оргнабору в общем пассажиропотоке;  $c_k$  — средний размер суточных для командированных 3 рубля;  $c_e$  — средний размер суточных для перемещаемых по службе и оргнабору 2 рубля;  $c'$  — часть стоимости пассажиро-часа, равная заработной плате плюс прибавочный продукт, руб./пасс.-ч:

$$c' = \frac{12 \cdot 3}{22 \cdot 11 \cdot 8} \left( 1 + \frac{P}{\Phi_{з.п}} \right), \quad (11.9)$$

где 3 — средняя месячная заработная плата рабочих и служащих (табл. 11.1).

Коэффициенты 12, 11, 22, 8 учитывают число оплачиваемых месяцев, рабочих дней и часов соответственно;  $P$  — годовой при-

Таблица 11.1

## Средняя заработная плата рабочих и служащих \*

Год	1960	1965	1970	1975	1980
Зароботная плата, руб.	фактическая				расчетная
	80,6	96,5	122,2	146	170

\* Орехов В. Рост благосостояния советского народа. — «Политическое самообразование», 1976, № 6, с. 111.

рост национального дохода, руб.;  $\Phi_{з.п}$  — общий фонд годовой заработной платы, руб.

Для данной оценки можно считать, что  $P/\Phi_{з.п} = 1$ .

Относительные затраты, связанные с потерей общественного времени:

$$\bar{A} = \frac{A_0}{A} = \frac{\sum t_i}{L a_{ср}} c_{п.ч}, \quad (11.10)$$

где  $A$  — годовая прибыль Аэрофлота;

$$A = N a_{ср}, \quad (11.11)$$

$a_{ср}$  — средний тариф перевозок, руб/пасс.-км.

Поскольку в  $A_0$  (см. 11.5) годовой пассажирооборот  $N$  задается планом перевозок, а величины  $\beta$ ,  $P/\Phi_{з.п}$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $c_k$ ,  $c_0$  и  $a_{ср}$  практически не зависят от типа самолета, то из сравнения относительных затрат следует, что

$$\bar{A}_{СКВП} = \frac{\bar{A}_{СКВП}}{\bar{A}_{СОВП}} = \frac{\sum t_{i(СКВП)}}{\sum t_{i(СОВП)}}. \quad (11.12)$$

Данное соотношение, которое можно назвать показателем эффективности СКВП по затратам общественного времени, в общем виде графически представлено в зависимости от времени полета на рис. 11.1. Видно, что функция  $\bar{A}_{СКВП} = f(t_{кр})$  монотонно приближается к пределу, равному 1, когда  $\sum t_{i(СКВП)} \rightarrow \sum t_{i(СОВП)}$  и имеет минимальную величину при  $t_{кр} \rightarrow 0$ , что предопределяет целесообразность использования СКВП для небольших дальностей полета.

При общем анализе проблемы расчет удельных затрат, связанных с потерей общественного времени при перевозке пассажиров для обычных самолетов и СКВП, целесообразно приводить к ос-

редненному списочному самолету, как это принято для оценки себестоимости перевозок. При этом могут быть использованы осредненные показатели, принятые в МГА, такие как:

- средний коэффициент коммерческой загрузки пассажирских самолетов  $k_{ком}$ ;
- средняя дальность полета  $L_{ср}$ ;
- средний годовой налет на списочный самолет  $H_T$ ;
- среднее время маневрирования на земле и в воздухе  $t_M$ .

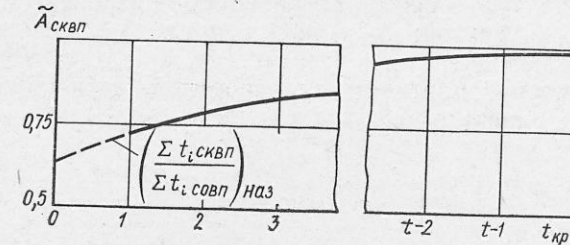


Рис. 11.1. Показатель эффективности СКВП по затратам общественного времени

Кроме того, могут быть применены выявленные статистикой следующие показатели:

- средняя заработная плата рабочих и служащих (см. табл. 11.1);
- затраты наземного времени для среднего пассажира при существующей системе обслуживания;
- осредненное распределение количества пассажиров по цели поездки.

В этом случае стоимость затрат общественного времени на один среднесписочный самолет

$$A_{пасс} = \frac{G_{ком} k_{ком} (\alpha + \beta)}{0,11} c_{п.ч} \frac{\sum t_i}{t_p} \text{ руб/ч}, \quad (11.13)$$

где  $c_{п.ч}$  — стоимость пассажиро-часа, определяемая из (11.8);  $\sum t_i$  — полное время пребывания пассажира в пути, ч:

$$\sum t_i = t_p + t_1 + t_2 + t_3 + t_T, \quad (11.14)$$

$t_p$  — рейсовое время полета на заданное осредненное расстояние с крейсерской скоростью;  $t_1$  — время, затрачиваемое пассажиром на путь в аэропорт и из аэропорта в центр города (аэровокзал);  $t_2$  — время, потребное для регистрации билета, получения багажа и ожидание в аэровокзале;  $t_3$  — время нахождения в самолете с момента посадки пассажиров до взлета и от касания колесами ВПП до выхода из самолета;  $t_T$  — время посадки на го-

родском транспорте от аэровокзала «до двери»; в свою очередь, это время можно представить в следующем виде:

$$t_r = t_{п1} + t_{ож} + \sum t_{дв} + t_{пер} + t_{п2}, \quad (11.15)$$

где  $t_{п1}$  — время подхода к ближайшей остановке;  $t_{ож}$  — время ожидания на городском транспорте;  $\sum t_{дв}$  — общее время поездки «от двери» до аэропорта на городском, пригородном или экспрессном транспорте;  $t_{пер}$  — время, затрачиваемое на пересадку с одного маршрута на другой;  $t_{п2}$  — время подхода от остановочного пункта к месту назначения.

При равномерной плотности транспортной сети на территории города можно принять  $t_{п1} = t_{п2}$ ,

$$t_{п1} = \left( \frac{\lambda}{3\Delta} + \frac{d}{4} \right) \frac{1}{v_{п}}, \quad (11.16)$$

где  $\lambda$  — коэффициент непрямолинейности транспортной сети; для городов с радиально-кольцевой планировкой  $\lambda = 1,1$ ; для прямоугольной с квадратной сеткой  $\lambda = 1,41$ ;  $\Delta$  — плотность транспортной сети:

$$\Delta = L_c / F_c, \quad (11.17)$$

$L_c$  — протяженность транспортной сети города по оси улиц;  $F_c$  — селитебная территория города, км<sup>2</sup>;  $d$  — расстояние между остановочными пунктами ( $d_{ср} = 0,8 \dots 1$  км);  $v_{п}$  — скорость пешехода, в среднем равная 4 км/ч.

Выразив длину сети через плотность  $L_c = \Delta F_c$ , перепишем уравнение для определения полного времени, затрачиваемого на передвижение внутри города, в следующем виде:

$$t_r = 120 \left( \frac{1}{3\Delta} + \frac{d}{4} \right) \frac{1}{v_{п}} + \left( \frac{\Delta}{W_{дв}/F_c} v_3 + \frac{t_{ср}}{v_c} \right) 60 + t_{ож} + t_{пер}, \quad (11.18)$$

где  $W_{дв}/F_c$  — плотность движения транспорта;  $v_3$  — эксплуатационная скорость городского транспорта; для трамвая  $v_3 = 15,7$ ; троллейбуса  $v_3 = 16,2$ ; автобуса  $v_3 = 17,5$ ; метрополитена  $v_3 = 37,8$  км/ч;  $v_c$  — скорость сообщения.

Значения основных показателей из (11.8) приведены в табл. 11.2 [51].

Осредненные значения отрезков времени передвижения пассажиров «от двери до двери», полученные на основании непосредственных замеров [35, 51] и расчетов по приведенным выше формулам, даны в табл. 11.3.

Следует отметить, что вследствие введения за последние годы упрощенной регистрации билетов и оформления багажа в крупных аэропортах суммарная затрата времени по пунктам 4, 5, 7 (табл. 11.3) сократилась в среднем на 0,5 ч.

Таблица 11.2

Плотность движения транспорта для принятых значений средней дальности поездки и вместимости подвижного состава

Группа городов	Численность населения тыс. чел.	Средняя подвижность населения, $\lambda_{ср}$ (число поездок на одного жителя в год)	Средняя дальность поездки $l_{ср}$ , км	Средне-взвешенная вместимость подвижного состава, число мест	Плотность движения транспорта $W_{дв}/F_c$ , ед/км <sup>2</sup>
1	Свыше 1000	620	6—8	90—100	5,0—6,0
2	500—1000	550	3—4	80—90	3,8—4,5
3	250—500	420	2,5—3	65—75	2,4—3,2
4	100—250	350	2,2—2,5	40—45	2,0—2,2
5	50—100	100	2,0—2,2	30—35	1,5—1,8

Таблица 11.3

Осредненные затраты времени авиапассажира на земле

№ по пор.	Наименование	Время $t_i$ , ч
1	Проезд прямой и обратный в городе от дома до аэровокзала или аэропорта СКВП	0,7—1,0
2	Проезд прямой и обратный от аэровокзала до аэропорта СОВП	0,5—1,5
3	Приобретение билета	0,4—0,5
4	Регистрация билета и багажа	0,4—0,5
5	Ожидание в аэровокзале	0,3—0,5
6	Посадка в самолет и выход из самолета	0,3—0,4
7	Получение багажа	0,4—0,6

Удельные затраты общественного времени в стоимостном выражении на 1 т·км перевозимой коммерческой нагрузки

$$a_{пасс} = \frac{100 A_{пасс}}{G_{ком} k_{ком} V_p} \text{ коп / (т·км)}. \quad (11.19)$$

После подстановки (11.8), (11.9) и (11.13) в (11.19) имеем

$$a_{пасс} = \frac{11,27 (a + \beta) [(a + \beta) \beta + 3,36 (a c_k + \beta c_c)]}{V_p} \times \frac{\sum t_i}{t_p} \text{ коп / (т·км)}, \quad (11.20)$$

где  $V_p$  и  $t_p$  — соответственно рейсовые скорости и время полета, расчетные формулы для которых даны в гл. 9.

Переходя к оценке эффекта от ускорения перевозки грузов, следует отметить, что данная задача не является решающей для

гражданской авиации, несмотря на относительно высокую стоимость авиационных грузов (2880 руб/т), так как объем грузов ничтожен (около 0,01% по весу в общем объеме грузовых перевозок в народном хозяйстве).

Повышение скорости транспортирования грузов обеспечивает:

— сокращение грузовой массы на транспорте;

— сокращение запасов материалов и продуктов производства на складах поставщиков и потребителей;

— наиболее быстрое поступление поставляемых материалов и продуктов в промышленное и сельскохозяйственное производство;

— более быструю реализацию поставляемых потребителям готовых изделий промышленности и сельского хозяйства, а следовательно, и ускорение оборачиваемости оборотных средств.

Наиболее полно вопросы повышения экономической эффективности перевозки грузов на воздушном транспорте рассмотрены в работах [5, 20, 21]. В последней работе автор для сравнения транспортного процесса на железнодорожном и воздушном транспорте рекомендует формулу

$$\left[ G_{гр} a_{ж} L_{ж} + (c_{маш} + c_{протст}) \frac{L_{ж}}{V_{ж}} \right] \leq \left[ G_{гр} a_{в} L_{в} + (c_{маш} + c_{протст}) \frac{L_{в}}{V_{в}} \right], \quad (11.21)$$

где  $c_{маш}$  — стоимость хранения машин, станков и т. п. на заводском или арендованном складе, руб/сут;  $c_{протст}$  — стоимость простоя машин, станков и т. п. на заводах-изготовителях или в пунктах производства (простой с.-х. машин при посеве или уборке урожая и т. п.), руб/сут.

Индексы «ж» и «в» означают соответственно железнодорожный или воздушный транспорт.

По данным [42], количество груза, требующего ускоренной доставки, составляет 10—15% общего грузопотока. В общем виде эффект от сокращения пребывания грузовой массы в пути за счет ускорения перевозок может быть определен и по формуле, рекомендуемой в [20]:

$$\mathcal{E}_{об} = \frac{\mathcal{C} G_{гр}}{8760} \left[ \frac{L_1 (1 - k_1)}{v_1} - \frac{L_2 (1 - k_2)}{v_2} \right] \Delta \text{руб}, \quad (11.22)$$

где  $\mathcal{C}$  — средняя цена 1 т перевозимого груза, руб;  $G_{гр}$  — вес перевозимого груза, тс; 8760 — годовая сумма часов ( $365 \times 24$ );  $L_1, L_2$  и  $v_1, v_2$  — длины маршрутов и скорости перевозок в сравниваемых вариантах или при перевозке различными видами транспорта, соответственно км и км/ч;  $k_1, k_2$  — коэффициенты убыли или потери, изменяющиеся прямо пропорционально сроку доставки и различные для различных вариантов перевозки;  $\Delta$  — коэффициент среднегодовой эффективности оборотных средств.

При массовых перевозках эффект от ускорения перевозок грузов следует определять в соответствии с [29], учитывая показатели величин оборотных средств народного хозяйства и удельных капитальных вложений. На сокращение потребных капитальных вложе-

ний и грузовой массы от ускорения перевозок грузов указывает и акад. Т. С. Хачатуров [44].

Для определения экономической эффективности воздушного транспорта по сравнению с железнодорожными перевозками срочных грузов в работе [20], на основании упомянутых выше рекомендаций, формула (11.21) преобразована к виду

$$a_{ж} + \frac{1}{G_{гр} v_{ж}} c_{уб} + E_n K_{ж} \leq a_{в} + \frac{1}{G_{гр} v_{в}} c_{уб} + E_n K_{в}, \quad (11.23)$$

где  $a_{ж(в)}$  — себестоимость 1 т·км при перевозке по железной дороге (на воздушном транспорте), руб;  $G_{гр}$  — вес груза (грузовая масса), тс.

$c_{уб}$  — убытки от складских расходов, связанных с хранением груза и от простоя станков, машин, оборудования и т. п., а также от возможной порчи указанных грузов в единицу времени, руб/сут;  $K_{ж(в)}$  — удельные капиталовложения при перевозке по железной дороге (на воздушном транспорте);

$$K_{ул} = \frac{\Phi_{ос} + \Phi_{об} + \Phi_r}{G_{гр} L}, \quad (11.24)$$

где  $G_{гр} L$  — годовой грузооборот;  $\Phi_{ос}$  — величина основных фондов или капвложений в основные фонды;  $\Phi_{об}$  — величина оборотных фондов;

$$\Phi_r = \frac{G'_{гр} \mathcal{C} t}{365}, \quad (11.25)$$

$G'_{гр}$  — количество перевезенных тонн за год по каждому грузу;  $\mathcal{C}$  — конкретная цена 1 т груза;  $t$  — время доставки каждого груза.

## 11.2. МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ В СИСТЕМЕ ПАС

Основным критерием технико-экономической эффективности летательных аппаратов гражданской авиации в настоящее время является приведенная себестоимость тонно-километра. Этот критерий учитывает как эксплуатационные расходы, ( $a_{э.р}$ ), так и капитальные вложения в самолетно-моторный парк ( $a_{к.в.с}$ ) в пересчете на один списочный самолет:

$$a_{пр} = a_{э.р} + a_{к.в.с} \text{ коп/(т·км)}. \quad (11.26)$$

Для оценки технической эффективности СКВП в системе пассажиропоток — аэродром — самолет (ПАС) в дополнение к указанным статьям себестоимости, учитываемым в известной методике МЭО-75 [27], необходимо учесть также капитальные вложения в наземный комплекс для обслуживания летательных аппаратов ( $a_{к.в.з}$ ) и затраты, связанные с перемещением пассажиров от города к аэропорту и обратно ( $a_{пасс}$ ), приведенные к себестоимости 1 т·км, как это рекомендуется в методиках ИКТП [см. 29].

Таким образом, обобщенная приведенная себестоимость, оценивающая народнохозяйственные затраты при перевозке пассажиров на воздушном транспорте, может быть представлена как сумма

$$a_{об} = a_{пр} + a_{к.в.з} + a_{пасс} = a_{э.р} + a_{к.в.с} + a_{к.в.з} + a_{пасс} \text{ коп}/(\text{т} \cdot \text{км}). \quad (11.27)$$

Рассмотрим более подробно составляющие, входящие в (11.26) и (11.27).

### 11.2.1. Эксплуатационные расходы

В основу расчетных зависимостей для двух первых составляющих в (11.27) положены формулы, приведенные в [27] и модифицированные для расчета экономических характеристик СКВП:

$$a_{э.р} = \frac{100A}{G_{ком}k_{ком}V_p} \text{ коп}/(\text{т} \cdot \text{км}). \quad (11.28)$$

Стоимость летного часа

$$A + k_1(a_0R_0 + a_{пл}R_{пл}) + k_2\beta G_{пуст} + k_3Q_{ср} + \gamma n_{пасс} + S_{уд}G_0 \text{ руб/ч}, \quad (11.29)$$

где  $k_1$  — коэффициент, учитывающий работу двигателей при непроизводственном налете часов (учебно-тренировочные и вспомогательные полеты) и при работе двигателей на земле;  $k_1=1,06$  (СОВП);  $k_1=1,05$  (СКВП);

$k_2$  — коэффициент, учитывающий эксплуатацию самолета на земле и при непроизводственных полетах;  $k_2=1,04$  для СОВП;  $k_2=1,03$  для СКВП;

$\alpha$  — расходная ставка по амортизации и текущему ремонту двигателей (при амортизационном сроке службы 8000 ч);  
— для маршевых ТВД и ДТРД

$$\alpha = \begin{cases} \frac{2,1}{R_{0i}^{0,56}} + 6,6 \text{ при } R_{0i} \leq 10,5 \text{ тс;} \\ \frac{2,2}{R_{0i}^{0,17}} + 6,5 \text{ при } R_{0i} > 10,5 \text{ тс;} \end{cases} \quad (11.30)$$

$$\alpha = \begin{cases} \frac{2,1}{R_{0i}^{0,56}} + 6,6 \text{ при } R_{0i} \leq 10,5 \text{ тс;} \\ \frac{2,2}{R_{0i}^{0,17}} + 6,5 \text{ при } R_{0i} > 10,5 \text{ тс;} \end{cases} \quad (11.31)$$

— для ТВД

$$\alpha = \begin{cases} \frac{10,9}{N_{0i}^{0,17}} \text{ при } N_{0i} \leq 2000 \text{ э. л. с.;} \\ \frac{9,75}{(N_{0i} - 1)^{0,075}} \text{ при } N_{0i} > 2000 \text{ э. л. с.;} \end{cases} \quad (11.32)$$

$$\alpha = \begin{cases} \frac{10,9}{N_{0i}^{0,17}} \text{ при } N_{0i} \leq 2000 \text{ э. л. с.;} \\ \frac{9,75}{(N_{0i} - 1)^{0,075}} \text{ при } N_{0i} > 2000 \text{ э. л. с.;} \end{cases} \quad (11.33)$$

— для подъемных ДТРД принято  $\alpha_{пл} = 4,3 = \text{const}$ ;  $\beta$  — расходная ставка по амортизации и текущему ремонту планера и оборудования:

— для ТРД

$$\beta = \begin{cases} \frac{100}{4,8 + 1,164G_{пуст} - 0,0258G_{пуст}^2} \text{ при } G_{пуст} \leq 10,5 \text{ тс;} \end{cases} \quad (11.34)$$

$$\beta = \begin{cases} 4,8 + \frac{5,6}{G_{пуст}} + \frac{360}{G_{пуст}^2} \text{ при } 10,5 \leq G_{пуст} < 55 \text{ тс;} \end{cases} \quad (11.35)$$

$$\beta = \begin{cases} 0,154G_{пуст} + 3,56 \text{ при } G_{пуст} \geq 55 \text{ тс;} \end{cases} \quad (11.36)$$

— для ТВД

$$\beta = \begin{cases} \frac{100}{4,8 + 1,164G_{пуст} - 0,0258G_{пуст}^2} + 0,5 \text{ при } G_{пуст} \leq 10,5 \text{ тс;} \end{cases} \quad (11.37)$$

$$\beta = \begin{cases} 0,00345(G_{пуст} - 40)^2 + 4,4 \text{ при } 10,5 \leq G_{пуст} \leq 40 \text{ тс;} \\ 0,01G_{пуст} + 4 \text{ при } G_{пуст} > 40 \text{ т.} \end{cases} \quad (11.38)$$

$$\beta = \begin{cases} 0,00345(G_{пуст} - 40)^2 + 4,4 \text{ при } 10,5 \leq G_{пуст} \leq 40 \text{ тс;} \\ 0,01G_{пуст} + 4 \text{ при } G_{пуст} > 40 \text{ т.} \end{cases} \quad (11.39)$$

$G_{пуст}$  — вес пустого самолета без силовых установок, тс;  $k_3$  — коэффициент, учитывающий среднюю цену авиакеросина (47 руб/т), расход топлива при непроизводительном налете часов и работе двигателей на земле, расходы на масло; принято  $k_3=52,2$  (СОВП);  $k_3=51$  (СКВП);

$Q_{ср}$  — среднечасовой расход топлива, т/ч:

$$Q_{ср} = \frac{G_{т.расх}}{t_p}; \quad (11.40)$$

$\gamma$  — расходная ставка летно-подъемного состава и бортировщиков при полете 550 ч в год на экипаж, отнесенная к одному пассажирскому месту:

$$\gamma = 0,9 - 0,00237n_{пасс} + 2,9 \cdot 10^{-6}n_{пасс}^2 \text{ руб/пасс} \cdot \text{ч}; \quad (11.41)$$

$S_{уд}$  — часовые аэропортовые (косвенные) эксплуатационные расходы, приходящиеся на 1 тс взлетного веса самолета,

$$S_{уд} = \frac{10,5}{G_0^{3,5}} \text{ руб/ч}. \quad (11.42)$$

Рейсовая, или техническая скорость

$$V_p = \frac{L_{кр}V_{кр.эк}}{L_{кр} + V_{кр.эк}\Delta t}, \quad (11.43)$$

где  $L_{кр}$  — расчетная дальность полета;  $V_{кр.эк}$  — экономическая крейсерская скорость;

$$V_{кр.эк} = 0,95V_{кр}; \quad (11.44)$$

$\Delta t$  — время, потребное для набора высоты, снижения и маневрирования при посадке (см. гл. 9). Для СОВП принято  $\Delta t = 0,33$ , как это рекомендовано в [3] для магистральных самолетов с ДТРД.



### 11.2.2. Капиталовложения в самолетно-моторный парк

$$a_{к.в.с} = \frac{10^5 E_n' [k_4 c_c + k_5 (c_{дв(о)} n_{дв(о)} b_o + c_{дв(л)} n_{дв(л)} b_l)]}{G_{ком} k_{ком} V_p H_r} \text{ коп}/(\text{т} \cdot \text{км}), \quad (11.45)$$

где  $E_n'$  — нормативный коэффициент эффективности капиталовложений; для МГА  $E_n' = 0,09/\text{год}$ , в целом для народного хозяйства  $E_n' = 0,12/\text{год}$ ;

$c_c$  — стоимость самолета без двигателей:

$$c_c = \begin{cases} \text{— при } G_{пуст} \leq 35 \text{ тс} \\ \left( 0,303 G_{пуст} + \frac{129}{G_{пуст}} - \frac{147}{G_{пуст}^2} + 3,85 \right) G_{пуст} \text{ тыс. руб;} \end{cases} \quad (11.46)$$

$$\begin{cases} \text{— при } G_{пуст} > 35 \text{ тс} \\ (38 + 0,4 G_{пуст}) G_{пуст} \text{ тыс. руб;} \end{cases} \quad (11.47)$$

$c_{дв}$  — стоимость одного двигателя [3]:

$$c_{дв} = 0,01 k_{сх} k_{сер.дв} R_{0i} (3400 - 10 \sqrt{R_{0i}}) \text{ тыс. руб;} \quad (11.48)$$

$k_{сх}$  — коэффициент, учитывающий схему двигателя; для ТРД  $k_{сх} = 1,0$ ; для ДТРД при  $M < 1$  коэффициент  $k_{сх} = 1,15$ ;  $k_{сер.дв}$  — коэффициент, учитывающий серийность:

$$k_{сер.дв} = \left( 1500 / \sum n_{дв} \right)^{0,5}; \quad (11.49)$$

$\sum n_{дв}$  — количество двигателей в серии.

Стоимость ТВД в среднем равна

$$c_{дв(ТВД)} = 30 N_{0i} \text{ руб;} \quad (11.50)$$

$k_4, k_5$  — коэффициенты, учитывающие стоимость оборотного фонда запчастей;  $k_4 = 1,05$ ;  $k_5 = 1,03$ ;

$b$  — отношение числа двигателей, предназначенных к эксплуатации с учетом замен, к числу двигателей, установленных на самолете;  $b = 1,3$ ;

$H_r$  — налет часов в год с учетом сезонности и суточной неравномерности перевозок (см. гл. 5).

### 11.2.3. Удельные капиталовложения в наземный комплекс

Объем капиталовложений для создания основных фондов наземного комплекса производственных предприятий гражданской авиации

$$K_0 = E_n k_6 k_7 k_8 \sum_i K_i \text{ млн. руб.}, \quad (11.51)$$

где  $k_6, k_7, k_8$  — поправочные районные коэффициенты к действующему нормативу удельных капвложений, учитывающие климатические и сейсмические особенности данного района, а также разность в цене строительных материалов и заработной плате по отно-

шению к Московской области, для которой все указанные коэффициенты приняты за единицу [33];  $K_i = f(\Delta N_i)$  — капиталовложения для развития наземного комплекса в зависимости от объема работы рассматриваемого подразделения ГА.

Приведенные капиталовложения в наземный комплекс на один списочный самолет

$$a_{к.в.з} = \frac{10^8 E_n k_6 k_7 k_8 \sum K_i}{G_{ком} k_{ком} V_p H_r} \text{ коп}/(\text{т} \cdot \text{км}). \quad (11.52)$$

Согласно существующей классификации основные производственные фонды наземного комплекса гражданской авиации состоят из следующих частей.

1. Зданий производственного назначения — ангаров, аэровокзалов и других помещений, связанных с обслуживанием авиаперевозок и работ авиации специального применения.

2. Сооружений — взлетно-посадочных полос и рулежных дорожек, мест стоянок самолетов и перронов аэродромов, устройств и радиообъектов, складов ГСМ и передаточных устройств, обеспечивающих трансформацию и перемещение электроэнергии, жидкого топлива, газа и других веществ.

3. Машин и оборудования, предназначенных для выработки и превращения разного рода энергии в механическую (электродвигатели, компрессоры, двигатели внутреннего сгорания), рабочих машин по уходу, содержанию и ремонту аэродромов и техническому обслуживанию летательных аппаратов, грузоподъемных и погрузочно-разгрузочных машин, контрольно-измерительных и регулирующих приборов, а также лабораторного оборудования.

4. Наземных транспортных средств — заправщиков самолетов, санитарных машин, автобусов, тягачей, грузовых машин и т. д.

5. Прочих основных фондов производственного и хозяйственного инвентаря, сроки службы которого составляют не менее одного года или стоимость которого больше 50 рублей за единицу.

Стоимость самолетно-моторного парка в настоящее время составляет примерно половину стоимости основных фондов, однако она имеет тенденцию к снижению главным образом за счет увеличения доли, приходящейся на сооружения и передаточные устройства, среди которых основную стоимость составляют взлетно-посадочные полосы.

Полагая, что технология обслуживания пассажиров и летательных аппаратов не будет иметь принципиальных различий для СОВП и СКВП, а в перспективе для всех типов пассажирских самолетов будет достигнут уровень всепогодной эксплуатации (категория III-с ИКАО), в первом приближении можно считать, что стоимость наземного оборудования не зависит от типа летательного аппарата. Поэтому при замене СОВП на СКВП величина  $a_{к.в.з}$  может быть уменьшена за счет снижения затрат на строительство ВПП и РД.

При равных объемах перевозок капиталовложения в наземный комплекс можно разделить на постоянную часть ( $K_1$ ), не зависящую от типа летательного аппарата, и затраты на строительство летных полос ( $\Delta K_{\text{ВПП}}$ ), т. е.:

$$K_0 = K_1 + \Delta K_{\text{ВПП}}; \quad (11.53)$$

$$\Delta K_{\text{ВПП}} = \sum_j n_{(\text{ВПП})j} \Delta K_{(\text{ВПП})j}, \quad (11.54)$$

где  $n_{(\text{ВПП})j}$  — число аэродромов с данной длиной ВПП;  $\Delta K_{(\text{ВПП})j}$  — затраты на ВПП и РД в зависимости от класса аэродрома, млн. руб.

Подставляя (11.53) и (11.54) в (11.52) и исключая постоянную часть  $K_1$ , получаем

$$a'_{\text{к.в.з.}} = \frac{E_n \sum_j n_{(\text{ВПП})j} \Delta K_{(\text{ВПП})j} \cdot 10^8}{G_{\text{ком}} k_{\text{ком}} V_p H_\Gamma} \text{ коп}/(\text{т} \cdot \text{км}). \quad (11.55)$$

#### 11.2.4. Сравнительная себестоимость системы ПАС

Подставив в (11.27) аналитические значения ее составляющих из (11.28), (11.45), (11.55) и (11.19), получим расширенное выражение для обобщенной приведенной себестоимости системы пассажиропоток—аэродром—самолет:

$$a'_{\text{об}} = \frac{100}{G_{\text{ком}} k_{\text{ком}} V_p H_\Gamma} \left[ AH_\Gamma + 10^3 E_n \sum_i c_{(\text{лв})i} + \right. \\ \left. + 10^6 E_n \sum_j n_{(\text{ВПП})j} \Delta K_{(\text{ВПП})j} + A_{\text{пасс}} \right] \text{ коп}/(\text{т} \cdot \text{км}), \quad (11.56)$$

позволяющее оценить суммарные затраты в денежном исчислении от использования для осуществления транспортного процесса того или иного типа летательного аппарата.

Поскольку практически все величины, входящие в (11.56), являются функциями времени эксплуатации, целесообразность применения в гражданской авиации СОВП, СКВП или СВВП с учетом перспективы развития можно оценить по приращению обобщенной приведенной себестоимости

$$\Delta \bar{a}_{\text{об}i} = \frac{(a_{\text{об}})_{\text{СОВП}i} - (a_{\text{об}})_{\text{СКВП(СВВП)}i}}{(a_{\text{об}})_{\text{СОВП}i}} \quad (11.57)$$

путем подстановки в полученное выражение осредненных значений всех параметров с учетом года эксплуатации и типа летательного аппарата.

Для иллюстрации разработанной методики был проведен расчет экономической эффективности СОВП и СКВП на примере гипоте-

тического транспортного узла, объем перевозок которого на 1980 г. составляет 10 млн. пасс/год (рис. 11.12). Принималось, что объем перевозок на перспективу подчиняется общей эмпирической закономерности возрастания перевозок по годам в целом по Аэрофлоту:

$$N_{\text{пасс}} = \frac{0,125\Gamma^2 - 485,95\Gamma - 472281}{15}, \quad (11.58)$$

где  $\Gamma$  — прогнозируемый год.

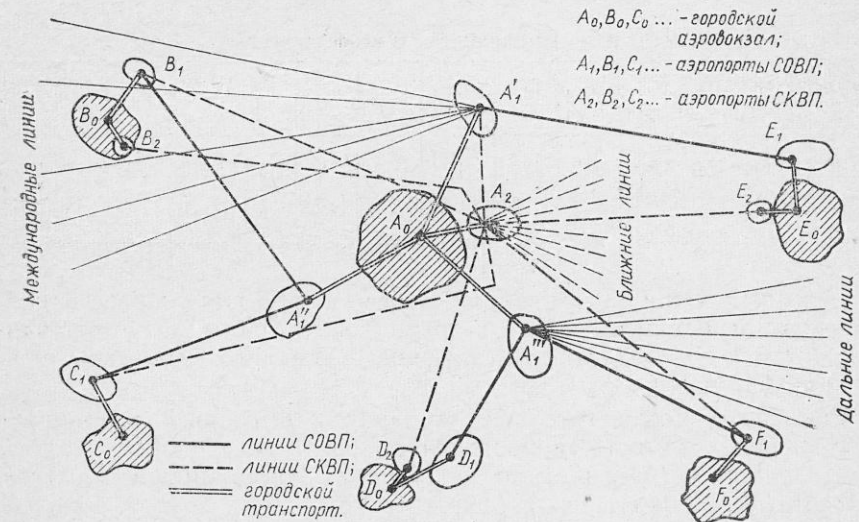


Рис. 11.2. Принципиальная схема гипотетической системы ПАС, обслуживаемой СОВП и СКВП

Предполагалось, что СОВП обслуживают три аэропорта I класса, два из которых могут быть заменены одним аэропортом для СКВП (по зарубежным данным, увеличение пропускной способности аэропорта для СКВП составляет от 2,0 до 10,0 [54], который обслуживает местные и магистральные линии протяженностью до 800 км ( $\approx 50\%$  всех пассажиров)).

#### 11.3. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ И ПРИНЯТЫЕ ДОПУЩЕНИЯ

Был проведен сравнительный анализ трех вариантов использования летательных аппаратов в системе ПАС:

1. Самолет обычного взлета и посадки, обслуживающий систему по технологии, принятой в настоящее время в Аэрофлоте.
2. Самолет КВП, обслуживающий 50% пассажиров в тех же условиях, что и СОВП.
3. Самолет КВП, обслуживающий половину всех пассажиров в условиях, оптимальных для его работы.

В качестве гипотетического СОВП рассматривался турбореактивный пассажирский самолет с двигателями ( $n_{дв(о)}=2, 3, 4$ ), расположенными в хвосте. Для СКВП выбрана схема с дополнительными двигателями ( $n_{дв(л)}=2; 6; 12$ ).

Исходные данные по рассматриваемым типам СОВП и СКВП, рассчитанные на основе математической модели (см. гл. 9, 10), приведены в табл. 11.4 и 11.5.

Таблица 11.4

Постоянные параметры и коэффициенты

Параметры	$E_n$ , 1/год	$H$ , ч/год	$L_{кр}$ , км	$V_{кр}$ , км/ч	$t_{кр}$ , ч	$\sum t_i$ , ч	$k_{ком}$	$k_1$	$k_2$	$k_3$	$k_4$	$k_5$	$b$
СОВП	0,09	1550	800	800	1,0	3,0	0,7	1,06	1,04	52,2	1,05	1,03	1,3
СКВП	0,09	1720	800	800	1,0	1,5	0,8	1,05	1,03	51,0	1,05	1,03	1,3

Для упрощения расчетных работ без ущерба для качественной оценки конечных результатов, а также возможности использования осредненных показателей, действующих в Аэрофлоте, сделаны следующие допущения.

Реальный парк летательных аппаратов, имеющих различную пассажировместимость, приводится по средневзвешенным величинам к одной, осредненной по всему парку, пассажировместимости (расчетный самолет):

$$n_{ср.в} = \frac{n_1 k_1 + n_2 k_2 + \dots + n_i k_i}{\sum k_i}, \quad (11.59)$$

где  $n_1, n_2, \dots, n_i$  — пассажировместимость самолетов, применяемых в данной системе;  $k_1, k_2, \dots, k_i$  — количество самолетов соответствующей пассажировместимости.

Очевидно, что по формуле (11.59) возможен обратный переход от средневзвешенной величины к реальному парку летательных аппаратов с любым, наиболее оптимальным набором пассажировместимостей, определяемых дополнительным расчетом при расстановке парка по конкретным линиям.

Расчетная дальность полета ( $L_{кр}=800$  км) обеспечивает перевозку основной части пассажиров, следующих на малые дальности без разделения на начальных и транзитных пассажиров.

Для СКВП учитываются улучшения технико-экономических показателей за счет:

- повышения налета часов (см. гл. 5);
- снижения потребного АНЗ (см. гл. 5);
- уменьшения времени эксплуатации на земле (см. значения  $k_1, k_2$  в (11.29), табл. 11.4);

Таблица 11.5

Основные расчетные параметры СОВП и СКВП

Параметр	СОВП			СКВП		
	30	90	180	30	90	180
$n_{пасс}$	30	90	180	30	90	180
$G_{ком}$ , тс	3,3	9,9	19,8	3,3	9,9	19,8
$G_0$ , тс	10,7	32,1	64,1	12,08 (12,75)*	36,23 (38,22)	72,5 (76,45)
$G_{пуст}$ , тс	6,01	18,04	36,02	7,22	21,67	43,35
$\bar{R}_0$	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3
$\bar{R}_д$	—	—	—	0,2	0,2	0,2
$R_0$ , тс	3,21	9,63	19,23	3,62 (3,83)	10,87 (11,47)	21,75 (22,94)
$n_{дв(о)}$	2	3	4	2	3	4
$R_{o,i}$ , тс	1,61	3,21	4,81	1,81 (1,92)	3,62 (3,82)	5,44 (5,74)
$R_д$ , тс	—	—	—	2,42 (2,55)	7,25 (7,64)	14,5 (15,3)
$n_{дв(л)}$	—	—	—	2	6	12
$R_{д,i}$ , тс	—	—	—	1,21 (1,28)	1,21 (1,28)	1,21 (1,28)
$\bar{R}_{кр}$	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1	0,1

\* В скобках даны значения параметров для СКВП без учета снижения потребного АНЗ (см. гл. 5).

— уменьшения расхода топлива при работе двигателей на земле (см.  $k_3$  (11.39), табл. 11.4);

— уменьшения времени, потребного для набора высоты, снижения и маневрирования при посадке  $\Delta t$  [см. формулу (11.43)];

— повышения коэффициента коммерческой загрузки до  $k_{ком}=0,8$  вследствие повышения регулярности эксплуатации.

Улучшение технико-экономических показателей за счет повышения крейсерских характеристик при ламинаризации обтекания крыла (см. гл. 5) не учитывается.

При расчете затрат на наземный комплекс в соответствии с (11.54) и (11.55) учитывается только стоимость ВПП в центральном узле (см. рис. 11.2).

Ввиду отсутствия точных данных затраты на мероприятия по снижению шума и повышению безопасности полетов в зоне аэропорта, строительство подъездных путей и наземный транспорт не учитываются.

При оценке затрат общественного времени при перевозке авиапассажиров принято, что аэродром СКВП расположен в черте го-

рода и проезд к нему обеспечивается городским транспортом. Затраты времени, непосредственно не связанные с типом летательного аппарата (приобретение билета и посадка в самолет, получение багажа и др. по табл. 11.3), в расчете не учитываются.

#### 11.4. СРАВНИТЕЛЬНАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ СКВП И СОВП В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Результаты расчета по приведенной выше методике и принятых исходных данных приведены на рис. 11.3—11.5 в виде зависимостей

$$\bar{\Delta a}_{об}, \bar{a}_i = f(n_{пасс}) \text{ и } A_{пасс}, c_{п.ч} = f(\Gamma).$$

Видно, что экономическая эффективность СКВП (см. рис. 11.3) уменьшается по мере увеличения средневзвешенной пассажироместимости, что связано с более интенсивным повышением затрат на самолетно-моторный парк у СКВП. При этом СКВП, эксплуатируемый в тех же условиях, что и СОВП, имеет экономичность на 20—30% ниже, чем СОВП, вследствие более мощной силовой установки и возрастания взлетного веса. В то же время экономическая эф-

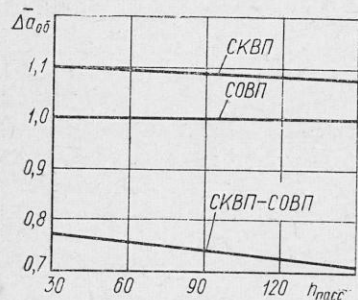


Рис. 11.3. Экономическая эффективность СКВП, эксплуатируемых как СОВП и в оптимальных условиях

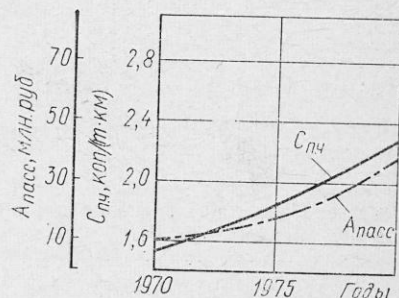


Рис. 11.4. Изменение стоимости  $A_{пасс}$  пассажиро-часа и абсолютных затрат общественного времени на воздушном транспорте

фективность СКВП, поставленного в оптимальные для него условия (см. разд. 11.3), на 8—10% выше, чем у аналогичных СОВП при сохранении всех качественных показателей, присущих данному классу летательных аппаратов. Указанное обстоятельство может быть использовано для повышения экономической эффективности транспортного процесса в гражданской авиации СССР.

Рассмотрим структуру затрат себестоимости при перевозке пассажиров самолетами (см. рис. 11.5). Видно, что основная часть себестоимости состоит из затрат на эксплуатацию самолета и его силовой установки, которые для различных летательных аппаратов составляют величину от 66 до 83%.

Расходы по этой статье снижаются по мере роста пассажироместимости для обоих типов летательных аппаратов, что определяет целесообразность введения в эксплуатацию большегрузных самолетов. В то же время затраты на самолетно-моторный парк с повышением средней пассажироместимости увеличиваются, что приводит даже к некоторому повышению приведенной себестоимости при больших  $n_{пасс}$ .

Затраты на постройку и ремонт ВПП ( $a'_{к.в.з}$ ) с учетом нормативных коэффициентов эффективности капиталовложений составляют от 1,2 до 2,7% от общей себестоимости, причем меньшая величина относится к СКВП. Расходы по этой статье носят одновременный характер, что требует накопления определенной суммы в процессе длительной эксплуатации парка летательных аппаратов и, следовательно, несмотря на относительно небольшую величину этих расходов в общем балансе затрат, они должны учитываться в себестоимости перевозки.

Стоимость потерь общественного времени при перевозке авиапассажиров на летательных аппаратах различных типов колеблется от 6 до 12% в общей величине обобщенной приведенной себестоимости. Меньшая из этих величин относится к СКВП главным образом вследствие сокращения потерь наземного времени.

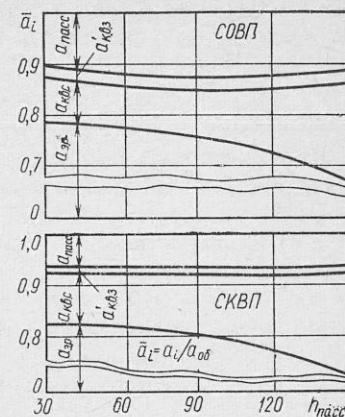


Рис. 11.5. Процентное распределение затрат себестоимости при перевозке пассажиров на воздушном транспорте

Приложение

#### ОСНОВНЫЕ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЗАРУБЕЖНЫХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ САМОЛЕТОВ КОРотКОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

Известно несколько десятков проектов транспортных СКВП, появление которых ожидается в ближайшие годы. На основании зарубежных источников были проанализированы следующие основные характеристики, определяющие облик и потенциальные возможности перспективных СКВП: зависимости  $L_{впп} = f(G_0)$  (рис. П.1);  $\bar{R}_0, \bar{N}_0 = f(p)$  (рис. П.2);  $k_{в.о} = f(G_0)$  (рис. П.3).

Из приведенных зависимостей видно, что большинство СКВП за рубежом имеет длину ВПП, равную 550—650 м в широком диапазоне взлетных весов, т. е. соответствуют неофициально признанной длине ВПП для СКВП 2000 фт (610 м).

Реализация такой длины ВПП для самолетов с различными взлетными весами и скоростными характеристиками потребовала и различных способов сокращения потребных взлетно-посадочных дистанций. Если для таких самолетов как ДНС-5, -6, -7, CL-246

(легкие нескоростные) оказалось достаточно применить прямое крыло с низкими удельными нагрузками и эффективной механизацией обычного типа ( $c_{y \max} = 3 \dots 3,2$ ), то для скоростных и тяжелых СКВП, например, типа УС-14, УС-15, CL-1147, NR-260С, потребовалось применение таких сложных способов повышения несущей способности крыла, как обдув его верхней поверхности, установка закрылков с внешним и внутренним обдувом, что обеспечивает получение  $c_{y \max} = 5 \dots 7$  (см. рис. 10.1).

В то же время некоторые типы СКВП, такие как Augmentor Wing STOL (Канада) или BN-2 имеют значительно меньшую длину ВПП, что связано либо с применением высокомеханизированного крыла со сложной системой увеличения подъемной силы (эжекторное крыло на канадском проекте), либо с тем, что легкие самолеты типа BN-2 имеют малую удельную нагрузку на крыло, что обеспечивает этим самолетам свойства СКВП.

Третья, значительно меньшая группа самолетов (HS.146, BA-751), имеет длину ВПП 1100—1200 м (4000 фт) и по зарубежной терминологии относится к классу RTOL — самолетам с сокращенной (или укороченной) длиной пробега и разбега. Появление данных 100—150-местных летательных аппаратов объясняется тем, что при их разработке основные усилия были направлены скорее на достижение малого уровня шума ( $\approx 90$  PндБ), чем на обеспечение возможности эксплуатации с очень коротких ВПП. Самолеты этого типа являются промежуточными между обычными самолетами и СКВП.

Анализируя зависимость  $\bar{R}_0, \bar{N}_0 = f(p)$  (см. рис. П.2), можно отметить, что потребная энерговооруженность нескоростных самолетов КВП с ТВД составляет  $\bar{N}_0 = 0,2 \dots 0,35$  в диапазоне нагрузок на крыло  $p = 100 \dots 350$  кгс/м<sup>2</sup>, что совместно с применением эффективной механизации, отклоняющей спутную струю от винтов, позволяет эксплуатировать эти самолеты на летных полосах длиной  $L_{\text{ВПП}} \leq 600$  м. В то же время можно заметить уменьшение потребной энерговооруженности до  $\bar{N}_0 = 0,22$  при нагрузке на крыло  $p = 300$  кгс/м<sup>2</sup> у самолета MDC-188, что связано с применением чрезвычайно эффективных трехщелевых закрылков, внешние секции которых отклоняются на  $74^\circ$ , а внутренние — на  $95^\circ$ ; при этом достигается  $c_{y \max} = 5 \dots 6$ . Для сравнения заметим, что самолет L=100-107D при той же нагрузке на крыло имеет энерговооруженность  $\bar{N}_0 = 0,36$  л. с./кгс.

Для скоростных тяжелых СКВП с ДТРД потребная тяговооруженность лежит в пределах  $\bar{R}_0 = 0,35 \dots 0,7$  и диапазоне нагрузок на крыло  $p = 350 \dots 500$  кгс/м<sup>2</sup>. Более высокие значения указанных параметров соответствуют тяжелым скоростным самолетам типа CL-1147 и УС-14, для которых возможность эксплуатации с  $L_{\text{ВПП}} = 610$  м требует такого сложного способа повышения несущей способности крыла, как обдув его верхней поверхности и поворот потока с помощью закрылков Коанда. Меньшие значения величин  $\bar{R}_0$  и  $p$  относятся, в частности, к самолету HS.146, для кото-

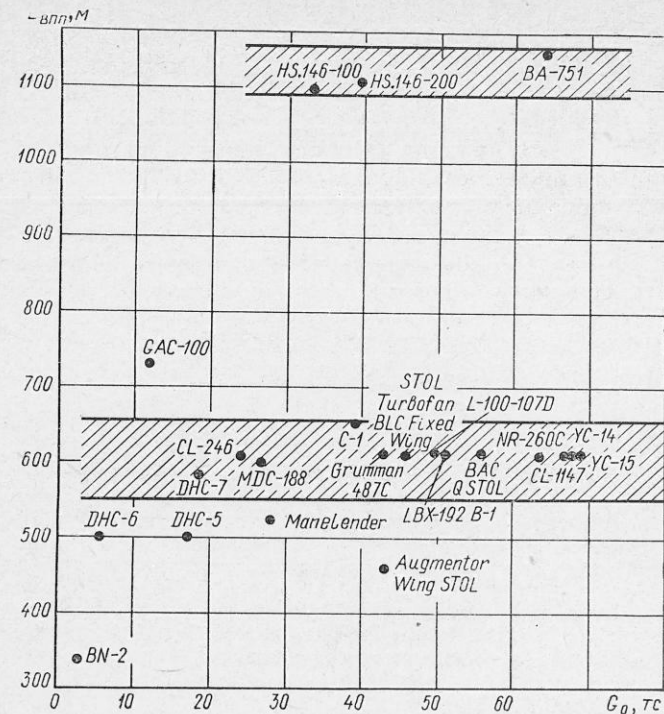


Рис. П.1. Взлетно-посадочные характеристики построенных и перспективных СКВП

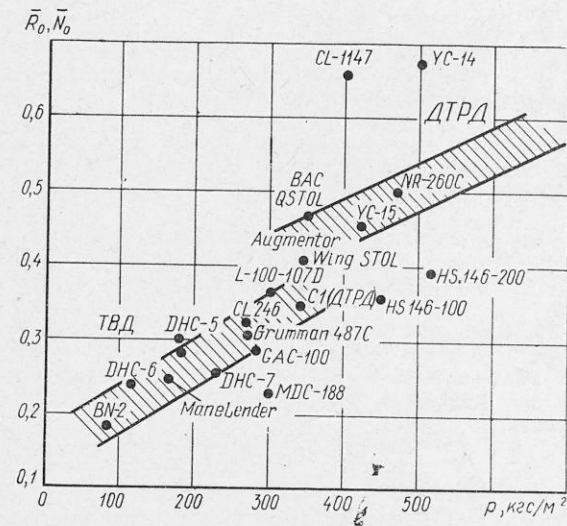


Рис. П.2. Зависимость тяговооруженности (энерговооруженности  $\bar{R}_0$ ) от нагрузки на крыло  $p$  для существующих и перспективных СКВП

рого требование эксплуатации с  $L_{впп}=610$  м не является главным.

На рис. П.3 представлена зависимость  $k_{в.о}=f(G_0)$  для современных и перспективных зарубежных СКВП. Как видно из графика, этот критерий (весовая отдача) для СКВП лежит в пределах 0,37—0,45, в то время как для существующих в настоящее время ближних магистральных самолетов он равен 0,44—0,52. Таким образом, СКВП как более сложные по конструкции летательные аппараты имеют более низкую весовую отдачу. В то же время, СКВП Хоукер-Сиддли HS. 146-200 имеет весовую отдачу около 0,48, что соответствует среднему значению этого показателя для обычных самолетов.

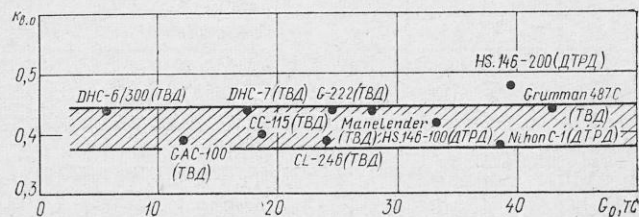


Рис. П.3. Весовая эффективность СКВП

Приведенный выше анализ основных характеристик перспективных самолетов короткого взлета и посадки показывает, что практически все из рассмотренных СКВП должны обеспечивать эксплуатацию на летных полях до 600 м при расчетной дальности полета 800—1000 км. Взлетные веса СКВП с ТВД изменяются от 3 до 50 тс, а число пассажирских мест — от 10 до 90; для самолетов с ДТРД взлетные веса составляют 40—70 тс, а число пассажиров от 90 до 150.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиационная акустика. Под ред. А. Г. Мунина и В. Е. Квитки. М., «Машиностроение», 1973, 448 с.
2. Арбузов Н. Т. и др. Сельскохозяйственные аэродромы, М., ВДНХ СССР, 1969, 14 с.
3. Бадягин А. А., Егер С. М., Мишин В. Ф. и др. Проектирование самолетов. М., «Машиностроение», 1972, 516 с.
4. Бадягин А. А., Овруцкий Е. А. Проектирование пассажирских самолетов с учетом экономики эксплуатации. М., «Машиностроение», 1964, 296 с.
5. Балашов Б. Роль и значение грузовых перевозок. — «Гражданская авиация», 1971, № 3, с. 11.
6. Бельский М. Н. Экономика пассажирских перевозок. М., «Транспорт», 1974, 272 с.
7. Бугаев Б. П. К новым высотам. М., «Знание», 1976, 64 с.
8. Васильев А. Я. Оптимальное сокращение взлетной дистанции самолетов. М., — «Труды ГосНИИ ГА», 1973, вып. 86, с. 159.
9. Гошек И. Аэродинамика больших скоростей. (Пер. с чеш.) М., ИЛ, 1954, 548 с.
10. Гуревич А. Экономическая эффективность ускорения пассажирских перевозок. — «Речной транспорт», 1963, № 9, с. 8—9.
11. Добросельская Т. М., Пырялина Т. В. О затратах времени на транспорт и оценке пассажиро-часа в пригородно-городском сообщении. М., — «Труды ИКТП», 1973, вып. 41, с. 119—130.
12. Клячкин А. Л. Применение подъемных турбовентиляторов на транспортных самолетах вертикального и укороченного взлета. — «Труды РКИИ ГА», Рига, 1964, вып. 52, с. 3—29.
13. Клячкин А. Л. Теория воздушно-реактивных двигателей. М. «Машиностроение», 1969, 512 с.
14. Колпакчиев И. Н., Кошкин В. П., Медведев А. В. Предварительная оценка возможностей улучшения технико-экономических характеристик СКВП путем ламинаризации обтекания крыла в крейсерском полете. — «Труды ГосНИИ ГА». М., 1974, вып. 109, с. 52—58.
15. Колпакчиев И. Н., Медведев А. В. Анализ взлетно-посадочных характеристик СКВП с дополнительной силовой установкой. — «Труды ГосНИИ ГА». М., 1974, вып. 109, с. 32—42.
16. Колпакчиев И. Н., Медведев А. В. Исследование летно-технических характеристик легкого транспортного самолета с ТВД. — «Труды ГосНИИ ГА». М., 1974, вып. 100, с. 86—96.
17. Колпакчиев И. Н., Медведев А. В., Ратников Ю. В. Исследование крейсерских характеристик пассажирских самолетов короткого взлета и посадки. — «Труды ГосНИИ ГА». М., 1974, вып. 109, с. 14—31.
18. Колпакчиев И. Н., Титов В. И. Исследование взлетно-посадочных характеристик перспективных транспортных СКВП. — «Труды ГосНИИ ГА». М., 1975, вып. 123, с. 82—92.
19. Кочнев Ф. П. Пассажирские перевозки на железных дорогах. М., «Транспорт», 1972, 408 с.
20. Крючков А. А. Грузовые перевозки на воздушном транспорте. М., «Транспорт», 1974, 248 с.
21. Крючков А. А. Об одной модели организации перевозок срочных грузов на воздушном транспорте. — «Труды РКИИГА». Рига, 1971, вып. 180, с. 160—166.
22. Кузнецов А. В., Литвинов Ю. А. Методика определения оптимальной двигательной установки для самолета с заданными эксплуатационно-техническими и аэродинамическими характеристиками. М., ОНТЭИ ГосНИИ ГА, 1970, с. 71.
23. Кулагин И. И. Теория газотурбинных реактивных двигателей. М., Оборонгиз, 1952, 336 с.
24. Курочкин Ф. П. Основы проектирования самолетов с вертикальным взлетом и посадкой. М., «Машиностроение», 1970, 352 с.
25. Куцков Г. М., Куракина В. В. Перевозки пассажиров на воздушном транспорте в 1966 и 1967 гг. М., ГосНИИ ГА, 1970.
26. Марков Н. И., Бакулев В. И. Расчет высотно-скоростных характеристик турбореактивных двигателей. М., Оборонгиз, 1960, 81 с.

27. **Методика** определения экономической эффективности транспортных самолетов и уровня их технико-экономического совершенства (МЭО-75). М., ГосНИИ ГА, 1975, 168 с.
28. **Методика** технико-экономических расчетов при развитии транспортных узлов. Под общ. ред. К. Ю. Скалова. М., «Транспорт», 1972, 657 с.
29. **Методика** расчетов и экономические показатели для распределения перевозок между видами транспорта. Под ред. В. И. Дмитриева. М., «Транспорт», 1966, 524 с.
30. **Народное хозяйство СССР (1922—1972 гг.)**. Юбилейный статистический ежегодник ЦСУ СССР. М., «Статистика», 1972, 847 с.
31. **Некрасов Н. Н.** Экономическая политика КПСС и размещение производительных сил. — «Коммунист», 1972, № 3, с. 59—71.
32. **Нормы** летной годности гражданских самолетов СССР. Издание второе. Межведомственная комиссия по нормам летной годности гражданских самолетов и вертолетов СССР, 1974.
33. **Нормы** технологического проектирования аэропортов. НТП1-74/МГА (срок введения I/II 1975). МГА, 1975, 68 с.
34. **О предварительных** итогах Всесоюзной переписи населения 1970 г. Сообщение ЦСУ при Совете Министров СССР. М., «Статистика», 1970, 16 с.
35. **Отдельнова Е. Е.** Совершенствование маршрутной транспортной системы крупных городов. — «Труды ИКТП», М., 1973, вып. 41, с. 141—152.
36. **Павленко В. Ф.** Силовые установки летательных аппаратов вертикального взлета и посадки. М., «Машиностроение», 1972, 284 с.
37. **Пархомов А. Л.** Оптимизация параметров ВРД по экономичности. — «Труды ЦИАМ», М., 1968, № 446, с. 48.
38. **Пономарев С. А.** Перспективные соотношения перевозок пассажиров железнодорожным и воздушным транспортом. — «Труды ЦНИИ МПС», М., 1970, вып. 406, с. 40—59.
39. **Проблемы** уменьшения шума реактивных двигателей. Сб. переводов под ред. Л. И. Соркина. М., ИЛ, 1961, 142 с.
40. **Программы** создания и развития широкофюзеляжных самолетов в США. М., ОНТЭИ ГосНИИ ГА, 1974, 20 с.
41. **Самолеты** пассажирские. Допустимые уровни шума. ГОСТ 17228—71, ГОСТ 17229—71, М., Госстандарт СССР, 1972, 33 с.
42. **Станиславюк В. А.** Об оценке ускорения перевозки пассажиров и доставки грузов. — «Вопросы экономики», 1969, № 9, с. 131—135.
43. **Теория** реактивных двигателей. Лопаточные машины. Под ред. Б. С. Стечкина, М., Оборонгиз, 1956, 548 с.
44. **Хачатуров Т. С.** Экономика транспорта. Изд-во АН СССР, М., 1959, 279 с.
45. **Хрущев А. Т.** Промышленные районы и узлы СССР. М., «Знание», 1972, 64 с.
46. **Церех Э. А., Глухарева Т. А.** Основные тенденции развития перевозок на воздушном транспорте. — «Наука и техника гражданской авиации», ОНТЭИ ГосНИИ ГА, 1971, № 12, с. 1—9.
47. **Черномордик Г. И., Паршикова К. В.** Сферы применения скоростного пассажирского движения на железных дорогах СССР. М., «Транспорт», 1970, 57 с.
48. **Шейнин В. М.** Весовая и транспортная эффективность пассажирских самолетов. М., Оборонгиз, 1963, 363 с.
49. **Шейнин В. М., Козловский В. И.** Проблемы проектирования пассажирских самолетов. М., «Машиностроение», 1972, 308 с.
50. **Экономика** воздушного транспорта. М., «Транспорт», 1971, 248 с.
51. **Юдин В. А., Самойлов Д. С.** Городской транспорт. М., Стройиздат, 1975, 287 с.
52. **Aircraft noise.** Report of an international conference on the reduction of noise and disturbance caused by civil aircraft. London, Stationery Office, 1967.
53. **Aoyagi K., Hall L. P., Falarski M.** Wind-tunnel investigation of a large-scale 35° swept-wing jet transport model with an external blowing triple-slotted flap. NASA TM X-2600, 1972.
54. **Attwool V. W., Hayfield C. P.** The capacity of a single-runway STOL/RTOL airport. — «I. Navig.», 1973, vol. 26, N 1.
55. **Carpenter D. O., Gotlieb P.** The physics of short take off and landing (STOL). — «AIAA Paper», 1970, N 1238.
56. **Cooc A. M., Aiken T. N.** Low speed aerodynamic characteristics of a large-scale STOL transport model with an augmented jet flap. NASA TM 62017, 1971.
57. **Darden B. E. L.** Airport design-long term outlook. — «AIAA Paper» 1970, N 1264.
58. **Gerend R. P., Roundhill J. P.** Correlation of gasturbine engine weights and dimensions. — «ALHA Paper», 1970, N 669.
59. **Goodmanson L. T., Gratzer L. B.** Recent advances in aerodynamics for transport aircraft. — «Astronaut. and Aeronaut.», 1973, vol. 11, N 12.
60. **Innic R. C., Holzhauser C. A., Quigley H. C.** Airworthiness considerations for STOL Aircraft. NACA TM D-5594, 1970.
61. **International Civil Aviation Organization.** Special meeting on aircraft noise in the vicinity of aerodromes Monreal, 25 November, 1969, Report on Agenda Item 4, Noise 1969-WP/89, Paper 10.
62. **Kenyon G. C., Drake H. M.** Technological factors in short haul air transportation. — «AIAA Paper», 1970, N 1287.
63. **Kleckner H. F.** Propulsion requirements for poweredlift aircraft. — «AIAA Paper», 1973, N 1214.
64. **Labinsky I. M., Carter R. N.** Comparison of propulsion system concepts for V/STOL commercial transports — «AIAA Paper», 1972, N 1176.
65. **Levin M.** Unclogging the short-haul corridors. — «Space/Aeronaut.», 1970, vol. 53, N 5.
66. **Mc. Kinzie D. J., Ir. Burns R. I.** Externally blown flap trailing edge noise reduction by slot blowing. A preliminary study. — «AIAA Paper», 1973, N 245.
67. **Miecklem P.** Airworthiness objectives for civil powered lift aircraft. — «Aircraft Engineering», 1969, vol. 41, N 8.
68. **Odgers I.** Air pollution by gas turbines control is possible? — «Canadian Aeronautics and Space Journal», 1970, vol. 16, N 8.
69. **Paul G. M., Mc. Kay G. C.** Aircraft requirements 1985—1995. — «ICAO Bull.», 1970, vol. 25, N 10.
70. **Peaslee I. C.** Comparison of STOL design criteria for commercial and military transport aircraft. — «SAE Prepr.», s. a., N 710465.
71. **Rieble I. M., Kuhn R. E.** Research on future shorthaul aircraft at the NASA Langley research center. — «AIAA Paper», 1973, N 27.
72. **Roelke R. I.** Design studies of lift fan engines suitable for in civilian VTOL aircraft. — «Paper ASME» NGT-65, 1972.
73. **Sanders K. L.** High-Lift Devices, a Weight and Performance Trade-off Methodology. The Society of Aeronautical Weight Engineers, Inc. Technical Paper N 761, 1969.
74. **Smith M. I. T.** Today's new jet engines are reducing the noise problem. — «ICAO Bull.», 1972, vol. 27, N 10.
75. **Spenser R. H.** The effect of noise regulations on VTOL aircraft of the future. — «Verti-Flite», 1968, vol. 14, N 10.
76. **Swanborough G.** Intecity V/STOL in Britian. — «Flying Review», vol. 6, 1970.
77. **Tentative Airworthiness Standards for Power Lift Transport Category Aircraft.** Flight Standards Service, Dept of Transportation, FAA, Washington, Dc., 1970.
78. **The Boundary Layer and Flow control.** N 12, Ed. by Lachman, London, 1967.
79. **Toreenbeek E.** Quick estimation of wing structural weight for preliminary aircraft design. — «Aircraft Engineering», 1972, vol. 44, N 2.
80. **Warren D. S.** Commercial aircraft outlook for structural engineers. «AIAA Paper», 1973, N 19, 8 p.
81. **Watson A. S.** Shourt haul traffic-matching the design to the market. — «13 Anglo-Amer. Aeronaut. Conf. Proc.», London, 1973.
82. **Wheatcraft S.** Aeroplanes for the eighties. — «Astronaut. and Aeronaut.», vol. 12, N 3.
83. **Whittley G.** The Augmentor-Wing Reserch Program: Past, Present, and Future. — «Canadian Aeronautics and Space Journal», 1968, vol. 2.

## ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Предисловие . . . . .	3
Условные обозначения . . . . .	5
Принятые сокращения . . . . .	5
Введение . . . . .	7
Раздел первый	
<b>Факторы, влияющие на выбор основных характеристик пассажирских СКВП</b>	11
<i>Глава 1.</i> Анализ пассажиропотоков на воздушных линиях, потенциально пригодных для эксплуатации СКВП . . . . .	11
1.1. Цели, задачи и области применения летательных аппаратов КВП/ВВП . . . . .	11
1.2. Определение оптимальных зон дальности полета СКВП на местных и магистральных воздушных линиях СССР . . . . .	17
<i>Глава 2.</i> Проблемы развития аэродромов с малыми длинами летных полей . . . . .	23
2.1. Классификация . . . . .	23
2.2. Сельскохозяйственные аэродромы и вертодромы . . . . .	23
2.3. Распределение по длинам летных полей и удаленность от населенных пунктов . . . . .	25
2.4. Искусственные аэродромные покрытия . . . . .	26
2.5. Перспективы создания специальных аэродромов для СКВП . . . . .	27
2.6. Технические требования к аэропортам для СКВП . . . . .	30
<i>Глава 3.</i> Ограничения летных характеристик СКВП по условиям безопасности полетов . . . . .	32
<i>Глава 4.</i> Проблемы авиационного шума . . . . .	39
4.1. Основные определения . . . . .	39
4.2. Источники шума на летательном аппарате КВП/ВВП . . . . .	40
4.3. Методы борьбы с авиационным шумом . . . . .	43
4.4. Эксплуатационные ограничения по шуму . . . . .	44
<i>Глава 5.</i> Проблемы улучшения экономических характеристик СКВП/СВВП . . . . .	48
5.1. Повышение годового налета СКВП . . . . .	48
5.2. Анализ возможности снижения аэронавигационного запаса топлива для СКВП . . . . .	51
5.3. Проблема использования избыточной взлетной тяговооруженности на крейсерском режиме полета . . . . .	57
5.4. Сравнительный анализ транспортной эффективности СОВП, СКВП и СВВП . . . . .	59
<i>Глава 6.</i> Технические требования, предъявляемые к СКВП/СВВП . . . . .	63
6.1. Требования к самолетам короткого и вертикального взлета за рубежом . . . . .	63
6.2. Предварительные предложения по основным характеристикам СКВП для условий СССР . . . . .	68

## Раздел второй

### Проблемы проектирования оптимальных СКВП

<i>Глава 7.</i> Предельные возможности современных транспортных летательных аппаратов . . . . .	71
7.1. Аэродинамические характеристики . . . . .	71
7.2. Перспективы уменьшения массы конструкции . . . . .	72
7.3. Характеристики силовых установок . . . . .	73
7.4. Акустические характеристики . . . . .	75
7.5. Загрязнение окружающей среды . . . . .	79
7.6. Стоимость воздушного транспорта . . . . .	81
<i>Глава 8.</i> Оценка возможностей совершенствования подъемно-тяговых систем СКВП/СВВП . . . . .	82
8.1. Сравнительный анализ единой и комбинированной силовых установок . . . . .	82
8.2. Сравнительная оценка весового совершенства аэродинамических и силовых способов создания подъемной силы . . . . .	90
<i>Глава 9.</i> Оптимизация основных параметров самолетов с коротким взлетом и посадкой на крейсерском режиме полета . . . . .	95
9.1. Исходные данные и принятые допущения . . . . .	95
9.2. Анализ зависимостей для оценки крейсерских характеристик . . . . .	96
9.3. Оценка крейсерских характеристик транспортных СКВП . . . . .	103
<i>Глава 10.</i> Проблемы взлета и посадки . . . . .	106
10.1. Основные способы увеличения подъемной силы СКВП при минимальных скоростях полета . . . . .	108
10.2. Исходные данные и допущения . . . . .	110
10.3. Основные расчетные зависимости . . . . .	112
10.4. Определение оптимальной длины летного поля, потребного для эксплуатации СКВП с минимальными затратами . . . . .	120
10.5. Определение понятий СКВП и СВВП . . . . .	127
10.6. Области оптимальных характеристик перспективных пассажирских СКВП . . . . .	130
<i>Глава 11.</i> Техничко-экономическая эффективность СКВП в транспортной системе пассажиропоток—аэродром—самолет . . . . .	132
11.1. Подходы к количественной оценке потерь общественного времени при скоростных перевозках пассажиров и грузов . . . . .	133
11.2. Методика оценки технико-экономической эффективности транспортных самолетов в системе ПАС . . . . .	141
11.3. Исходные данные и принятые допущения . . . . .	147
11.4. Сравнительная эффективность применения СКВП и СОВП в гражданской авиации . . . . .	150
<i>Приложение.</i> Основные летно-технические характеристики зарубежных перспективных самолетов короткого взлета и посадки . . . . .	151
Список литературы . . . . .	155



ИБ № 997

*Игорь Николаевич Коллакиев*

ПРОБЛЕМЫ КОРОТКОГО ВЗЛЕТА САМОЛЕТА

Редактор *Г. Ф. Лосева*  
Технический редактор *В. И. Орешкина*

Обложка художника *Е. Н. Волкова*  
Корректор *А. И. Карамышкина*

Сдано в набор 02.12.77. Подписано в печать 07.04.78. Т-03387  
Формат 60×90<sup>1/16</sup>. Бумага типографская № 2. Литературная гарнитура. Высокая печать.  
Усл. печ. л. 10,0. Уч.-изд. л. 10,9.  
Тираж 1580 экз. Зак. 3602. Цена 55 к.

Издательство «Машиностроение», 107885 Москва, Б-78, 1-й Басманный пер., 3.

Московская типография № 8 Союзполиграфпрома  
при Государственном комитете Совета Министров СССР  
по делам издательств, полиграфии и книжной торговли.  
Хохловский пер., 7.