

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА  
(РОСАВИАЦИЯ)

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ  
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ  
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ  
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

---

Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности  
летательных аппаратов

М.А. Киселев, С.Ф. Бородкин,  
С.В. Левицкий, Ю.В. Петров

# ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА МС-21

**Учебное пособие**

*Утверждено редакционно-  
издательским советом МГТУ ГА  
в качестве учебного пособия*

Москва  
ИД Академии Жуковского  
2023

УДК 629.7.016  
ББК 052-011  
К44

Печатается по решению редакционно-издательского совета  
Московского государственного технического университета ГА

Рецензенты:

*Самойленко В.М.* (МГТУ ГА) – д-р техн. наук, профессор;  
*Овчинников В.В.* (МГТУ им. Н.Э. Баумана) – д-р техн. наук, профессор;

**Киселев М.А.**

К44 Летно-технические характеристики самолета МС-21 [Текст] : учебное пособие / М.А. Киселев, С.Ф. Бородкин, С.В. Левицкий, Ю.В. Петров. – М. : ИД Академии Жуковского, 2023. – 68 с.

ISBN 978-5-907699-75-5

В учебном пособии изложены особенности летно-технических характеристик современного самолета МС-21, представляющие особую актуальность для студентов эксплуатационной направленности в области авиации. Приведены основные аэродинамические и геометрические характеристики самолета.

Особое внимание уделяется вопросам динамики полета на различных этапах полета, подробно рассмотрены эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета, характеристики набора высоты и снижения, характеристики дальности и продолжительности полета, а также взлетно-посадочные характеристики самолета.

Подробно изучается физическая сущность эксплуатационных ограничений на летные характеристики, обеспечивающие безопасность полета самолета МС-21.

Учебное пособие предназначено для студентов по направлениям подготовки 25.03.01 «Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей», 25.05.05 «Эксплуатация ВС и организация воздушного движения», 25.03.03 «Аэронавигация» всех форм обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры 07.06.2023 г. и методических советов 25.03.03 – 08.06.2023 г., 25.03.01 – 14.06.2023 г., 25.05.05 – 14.06.2023 г.

**УДК 629.7.016**

**ББК 052-011**

Св. тем. план 2023 г.  
поз. 13

КИСЕЛЕВ Михаил Анатольевич, БОРОДКИН Сергей Филиппович,  
ЛЕВИЦКИЙ Сергей Владимирович, ПЕТРОВ Юрий Владимирович  
ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА МС-21

Учебное пособие

*В авторской редакции*

Подписано в печать 20.11.2023 г.

Формат 60x84/16 Печ. л. 4,25 Усл. печ. л. 3,95

Заказ № 988/1020-УП02 Тираж 30 экз.

Московский государственный технический университет ГА  
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20

Издательский дом Академии имени Н. Е. Жуковского  
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., д. 6А

Тел.: (495) 973-45-68 E-mail: zakaz@itsbook.ru

**ISBN 978-5-907699-75-5**

© Московский государственный технический  
университет гражданской авиации, 2023

СПИСОК ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ .....	5
ВВЕДЕНИЕ .....	6
1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ МС-21 .....	7
2. ПОНЯТИЕ О ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ И МЕТОДАХ ИХ ПОЛУЧЕНИЯ .....	10
3. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ДЛЯ РАСЧЕТА ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК.....	13
3.1. Возможности математических моделей динамики полета.....	13
3.2. Скорости полета самолета.....	14
3.3. Системы координат, используемые при расчете летно-технических характеристик .....	16
3.4. Силы, действующие на самолет в полете .....	18
3.5. Аэродинамические характеристики самолета МС-21 .....	26
3.6. Характеристики силовой установки самолета МС-21 .....	29
3.7. Математическая модель кинематики материальной точки .....	30
3.8. Математическая модель динамики материальной точки.....	31
3.9. Математическая модель динамики твердого тела .....	32
4. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ДИАПАЗОН ВЫСОТ И СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА.....	34
4.1. Эксплуатационные ограничения высоты и скорости полета .....	34
4.2. Диапазон высот и скоростей прямолинейного горизонтального установившегося полета.....	34
4.3. Эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета самолета МС-21 .....	40
5. НАБОР ВЫСОТЫ И СНИЖЕНИЕ .....	44
5.1. Схема сил, уравнения и условия движения самолета в прямолинейном наклонном полете.....	44
5.2. Диаграмма потребных и располагаемых тяг в прямолинейном наклонном установившемся полете .....	45
5.3. Характеристики набора высоты и снижения самолета МС-21 .....	47
6. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА.....	48
6.1. Часовой и километровый расходы топлива .....	48
6.2. Режим полета на максимальную продолжительность .....	49
6.3. Режим полета на максимальную дальность. Полет по потолкам .....	50
6.4. Запас топлива на полет .....	51
6.5. Характеристики дальности и продолжительности полета самолета МС-21 .....	52
7. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ.....	55
7.1. Основные этапы и параметры взлета самолета .....	55
7.2. Схема сил, уравнения движения на взлете .....	58
7.3. Прерванный и продолженный взлет .....	60

7.4.Основные этапы и параметры посадки самолета .....	61
7.5.Схема сил, уравнения движения на посадке .....	65
7.6.Взлетно-посадочные характеристики самолета МС-21 .....	65
ЛИТЕРАТУРА .....	68

## СПИСОК ПРИНЯТЫХ СОКРАЩЕНИЙ

$V_{FE}$	– максимальная скорость полета с выпущенными закрылками;
$V_{MO}$	– максимальная эксплуатационная скорость;
$V_{min}$	– минимальная скорость горизонтального полета в текущей конфигурации;
ILS	– Instrument Landing System / система посадки по приборам;
Min FW	– Minimum Flight Weight / минимальный полетный вес;
MLW	– Maximum Landing Weight / максимальный посадочный вес;
MTOW	– Maximum Takeoff Weight / максимальный взлетный вес;
MTW	– Maximum Taxi Weight / максимальный рулежный вес (у перрона);
MZFW	– Maximum Zero Fuel Weight / максимальный вес самолета без топлива;
RVSM	– Reduced Vertical Separation Minimum / сокращенный минимум вертикального эшелонирования;
ВПП	– взлетно-посадочная полоса;
ВС	– воздушное судно;
ГА	– гражданская авиация;
ЛР	– летное руководство / Aircraft Flight Manual (AFM);
ЛТХ	– летно-технические характеристики;
ЛХ	– летные характеристики;
ММ	– математическая модель;
ПВП	– правила визуальных полетов;
ПГУП	– прямолинейный горизонтальный установившейся полет;
ППП	– правила полетов по приборам;
РУД	– рычаг управления двигателем;
САУ	– система автоматического управления;
СГФ	– строительная горизонталь фюзеляжа;
СК	– система координат;
ТРДД	– турбореактивный двухконтурный двигатель;
ТХ	– технические характеристики.

## ВВЕДЕНИЕ

Ближне-средне магистральный двухдвигательный самолет МС-21 предназначен для перевозки пассажиров на магистральных воздушных трассах малой и средней дальности, на внутренних и международных линиях с аэродромов, имеющих искусственное покрытие.

Самолет спроектирован, построен и сертифицирован в категории транспортных пассажирских самолетов в соответствии с требованиями Сертификационного базиса МС-21, сформированного на основе требований документа «Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории».

Самолет МС-21-310 способен перевозить в зависимости от компоновки от 163 до 211 пассажиров на расстояние до 6500 км.

Первый полет самолета МС-21-300 состоялся 28 мая 2017 года на аэродроме Иркутского авиационного завода – филиала ПАО Корпорация «Иркут».

Самолет обеспечивает выполнение полетов:

- в условиях обледенения;
- по правилам визуальных полетов (ПВП) и правилам полетов по приборам (ППП);
- по воздушным трассам (маршрутам), проходящим через районы с любыми физико-географическими условиями в пределах широт от N 72°45' до S 60°00'.

В настоящее время, до проведения дополнительных испытаний запрещены:

- полеты над водным пространством на расстоянии от берега, превышающем предельную дальность полета в режиме планирования;
- выполнение полётов в условиях RVSM.

В пособии, если специально не оговорено, представленные данные относятся к самолету типа МС-21-310, который в отличии от модели МС-21-300 с двигателями PW1400G, оборудован отечественными двигателями ПД-14.

Пособие предназначено для студентов, обучающихся по инженерным специальностям.

Пособие является первым из двух пособий, посвященных ЛТХ самолета МС-21.

## 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О САМОЛЕТЕ МС-21

Самолет МС-21 (рис. 1.1) представляет собой низкоплан нормальной аэродинамической схемы со стреловидным крылом умеренной стреловидности.



Рис. 1.1. Самолет МС-21

Особенностью конструкции самолета является, во-первых, применение крыла большого удлинения ( $\lambda = 11,5$ ) из композиционных материалов, что обеспечило снижение индуктивного сопротивления и рост аэродинамического качества до 18. И, во-вторых, использование суперкритических профилей нового поколения, что обеспечило рост крейсерской скорости полета до скорости, соответствующей числу Маха  $M_{MO} = 0,82$ .

Турбореактивные двухконтурные двигатели (ТРДД) ПД-14 с высокой степенью двухконтурности ( $m_{кр} = 8,5$ ) и низким удельным расходом топлива ( $c_{уд\ кр} = 0,526$  кг/кгс ч), расположены на пилонах под крылом.

Самолет оснащен трехопорным шасси с передней (носовой) опорой.

Массовые характеристики самолета МС-21 приведены в таблице 1.1, основные геометрические характеристики – на рис. 1.2 и в таблице 1.2.

Таблица 1.1

Наименование характеристики	Значение
Максимальная рулежная масса (MTW), кг	79450
Максимальная взлетная масса (MTOW), кг	79250
Максимальная посадочная масса (MLW), кг	71300
Максимальная масса самолета без топлива (MZFW), кг	68100
Максимальная полетная масса (Min FW), кг	47100
Максимальная масса заправляемого топлива ( $\rho_T = 0,78$ г/см <sup>3</sup> ), кг	20400

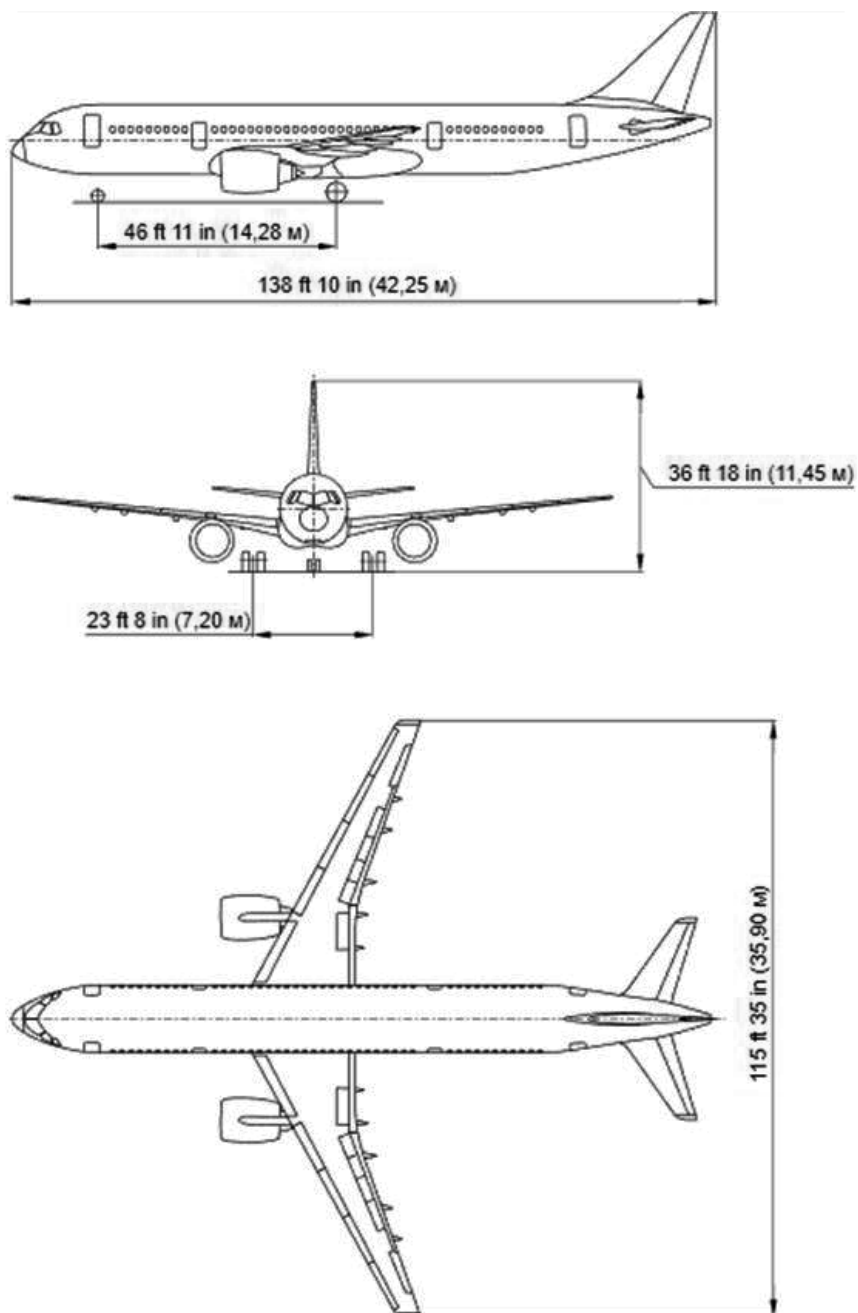


Рис. 1.2. Самолет МС-21



Таблица 1.2

<b>Наименование характеристики</b>	<b>Значение</b>
<b>Общие данные</b>	
Высота самолета, м	11,45
Длина самолета, м	42,25
Стояночный угол (от СГФ), град	0
<b>Крыло</b>	
Размах крыла (расчетный), м	35,90
Средняя аэродинамическая хорда, м	3,466
Площадь крыла (по трапеции), м <sup>2</sup>	113
Удлинение	11,469
Сужение	3,536
Стреловидность по линии 1/4 хорд, град	26,6
Угол поперечного V (по линии 1/4 хорд), град	5,0
Угол установки крыла (от СГФ), град	3,157
<b>Горизонтальное оперение</b>	
Размах, м	12,13
Площадь, м <sup>2</sup>	28,366
Удлинение	5,095
Сужение	3,187
Стреловидность по линии 1/4 хорд, град	31,24
<b>Вертикальное оперение</b>	
Площадь, м <sup>2</sup>	22,51
Удлинение	1,5
Сужение	3,402
Стреловидность по линии 1/4 хорд, град	41
<b>Фюзеляж</b>	
Длина, м	41,95
Ширина, м	4,06
Высота, м	4,21
Удлинение	10,12
<b>Шасси</b>	
Колея, м	7,20
База, м	14,28

## 2. ПОНЯТИЕ О ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ И МЕТОДАХ ИХ ПОЛУЧЕНИЯ

Летно-технические характеристики (ЛТХ) воздушного судна (ВС) – комплекс количественных показателей, определяющих возможности ВС выполнять своё целевое назначение. К основным ЛТХ относятся пассажировместимость, грузоподъемность, крейсерская и максимальная скорости полета, дальность полета и др. [1]. Типовые ЛТХ ВС транспортной категории можно разделить на:

### 1) летные характеристики (ЛХ):

- скоростные и высотные;
  - маневренные;
  - взлетно-посадочные;
  - характеристики дальности и продолжительности полета;
- а также:
- характеристики устойчивости и управляемости.

### 2) технические характеристики (ТХ):

- весовые;
- аэродинамические;
- геометрические;
- эксплуатационные.

Скоростные и высотные характеристики определяются эксплуатационным диапазоном высот и скоростей полета т.е. разрешенными в эксплуатации режимами полета, зависящими от текущей массы и конфигурации ВС, температуры наружного воздуха и других эксплуатационных факторов.

Маневренность определяется способностью ВС изменять величину и направление вектора скорости. Маневренность характеризуется радиусами, временем, угловыми скоростями выполнения различных маневров.

Взлетно-посадочные характеристики определяются необходимыми для взлета и посадки дистанциями, характерными скоростями (подъема передней опоры, отрыва ВС и др.), зависящими от текущей массы и конфигурации ВС, состоянии взлетно-посадочной полосы (ВПП), режима работы силовой установки, температуры наружного воздуха и других эксплуатационных факторов.

Характеристики дальности и продолжительности полета определяются необходимыми для полета по заданному профилю расходами топлива, зависящими от текущей массы ВС, ветра, температуры наружного воздуха и других эксплуатационных факторов.

Характеристики устойчивости и управляемости определяют возможность реализации пилотом перечисленных выше ЛТХ ВС при пилотировании и во многом определяют безопасность летной эксплуатации ВС.

Требуемые в соответствии с концепцией применения самолета ЛТХ задаются на этапе его разработки, обосновываются на этапах проектирования и

изготовления ВС, подтверждаются при испытаниях и реализуются в эксплуатации.

ЛТХ определяются для всего разрешенного в эксплуатации диапазона полетных масс, высот и скоростей ветра,

Наиболее полные данные о ЛТХ самолета приводятся в летном руководстве (Aircraft Flight Manual - AFM).

Эксплуатация ВС гражданской авиации (ГА) заключается в чередовании летной и технической эксплуатации ВС.

Летная эксплуатация (ЛЭ) включает планирование и подготовку к полету, полет, а также необходимые послеполетные процедуры, выполняемые экипажем. ЛЭ ВС связана с непосредственным выполнением полета и может включать решение следующих задач:

- выполнении регулярных перевозок пассажиров и грузов;
- сертификация воздушных судов (ВС);
- расследование авиационных происшествий (АП);
- расширение ожидаемых условий эксплуатации (ОУЭ);
- повышение экономичности и безопасности полетов при выполнении перевозок пассажиров и грузов;
- обеспечение и продление летной годности ВС;
- оценка деятельности экипажей;
- повышение летного мастерства экипажей на основе анализа особых случаев полета.

ЛХ реализуются в полете.

Полет – движение ВС от начала разбега при взлете до окончания пробега на посадке.

Полет включает этапы:

- взлет;
- набор заданной (крейсерской) высоты и скорости полета;
- полет по маршруту;
- снижение до высоты начала предпосадочного маневра;
- заход на посадку;
- посадку.

Каждый их этапов полета в соответствии с особенностями его выполнения характеризуется своим набором ЛТХ. Например, для этапа взлета основными ЛТХ являются:

- взлетная масса  $m_{взл}$ ;
- скорость на которой производится подъем передней опоры -  $V_R$ ;
- скорость, при которой самолет отделяется от ВПП - скорость отрыва  $V_{отр}$ ;
- длина разбега до отрыва -  $L_p$ ;
- взлетная дистанция – расстояние проходимое самолетом от начала разбега до набора высоты стандартного препятствия  $H_{ст} = 35$  футов = 10,7 м;
- дистанция прерванного взлета;
- дистанция продолженного взлета и т.д.

Полет начинается только в том случае, если командир ВС уверен в том, что ЛТХ ВС позволяют безопасно выполнить намеченный полет в прогнозируемых условиях эксплуатации.

Знание ЛТХ необходимо также:

- специалистам службы организации перевозок для организации расчета и комплектования коммерческой загрузки ВС, расчета загрузки и центровки ВС;
- специалистам управления воздушным движением (УВД), организующим выполнение полетов;

Без знаний ЛТХ невозможен анализ причин авиационных происшествий, анализ состояния безопасности полетов, планирование мероприятий по достижению заданных показателей безопасности полетов.

На ЛТХ ВС, как уже отмечалось выше, значительное влияние оказывают эксплуатационные факторы: масса ВС, конфигурация ВС, режим работы силовой установки, барометрическая высота, соответствующая превышению аэродрома, температура, градиент уклона ВПП и состояние ВПП (наличие слякоти, воды, льда) и др.

ЛТХ определяются расчетным способом и подтверждаются на выбранных режимах в испытаниях. Расчет ЛТХ ВС относится к задачам динамики полета.

Испытания ВС разделяются на предварительные и сертификационные.

Предварительные испытания проводит разработчик ВС с целью проверки правильности и эффективности конструкторских решений, оценки соответствия ЛТХ требованиям, заданным техническим заданием, а также нормам летной годности [2].

Сертификационные испытания проводятся государственным сертифицирующим органом с целью подтверждения соответствия характеристик ВС требованиям, заданным техническим заданием, а также нормам летной годности.

По результатам расчетов и результатов сертификационных испытаний ВС оформляется Сертификат типа и Карта данных Сертификата типа, в которой и представлены значения основных ЛТХ ВС.

Расчет ЛТХ ВС производится методами математического моделирования с использованием математических моделей динамики полета.

### 3. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ДЛЯ РАСЧЕТА ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

#### 3.1. Возможности математических моделей динамики полета

В зависимости от требуемой степени адекватности реальным процессам математические модели динамики полета ВС можно условно разбить на три группы (рис. 3.1):

- математические модели кинематики материальной точки;
- математические модели динамики материальной точки;
- математические модели динамики твердого тела.

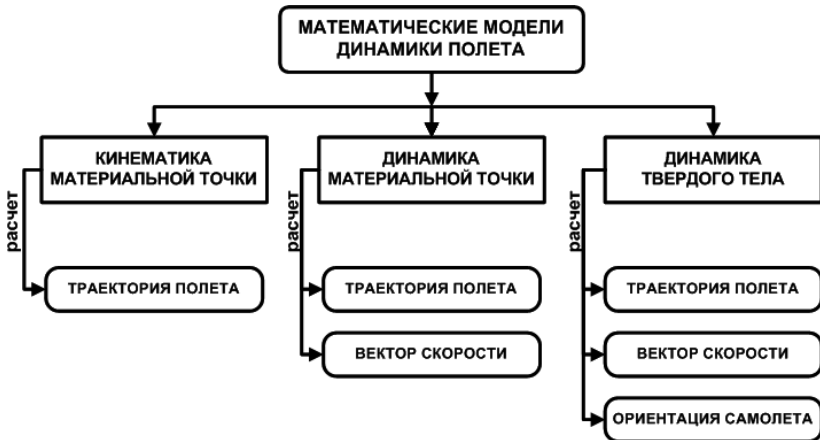


Рис. 3.1. Виды математических моделей динамики полета

Математические модели кинематики материальной точки позволяют при известной скорости полета ВС рассчитать его координаты.

Математические модели динамики материальной точки позволяют рассчитать координаты, а также величину и ориентацию вектора скорости ВС. В качестве управляющих параметров в таких моделях обычно используются законы изменения нормальной скоростной и тангенциальной перегрузок, а также скоростного угла крена ВС. Расчет располагаемых на данном режиме полета значений управляющих параметров требует знания ограничений на их величины, а также вычисления сил, действующих на ВС.

Математические модели динамики твердого тела позволяют рассчитать координаты ВС, величину и ориентацию вектора скорости ВС, а также ориентацию самого ВС. В качестве управляющих параметров в таких математических моделях, как правило, используются отклонения рычагов управления самолетом – штурвала, педалей и рычага управления двигателем (РУД). Это самые подробные математические модели ВС. Расчет располагаемых на данном режиме полета значений управляющих параметров

требует знания ограничений на их величины, а также вычислений сил и моментов, действующих на ВС.

Математические модели динамики полета принято записывать в виде дифференциальных уравнений, как правило, в нормальной форме Коши, т.е. в виде уравнений, разрешенных относительно производных. Левая часть уравнений – производные параметров полета по времени, правая часть уравнений – функции от параметров полета и управляющих параметров.

К основным параметрам полета относится скорость ВС. Величина скорости ВС зависит от того, относительно чего она измеряется (воздушного потока, земли) и при каких допущениях.

Для задания параметров полета используют системы координат. В частности, нормальную земную, нормальную, связанную, скоростную и траекторную.

Для расчета управляющих параметров, как уже отмечалось выше, необходимо знание сил и моментов, действующих на ВС в полете.

### 3.2. Скорости полета самолета

При анализе ЛТХ используют следующую номенклатуру скоростей ВС:

- 1) абсолютная скорость  $\vec{V}$  – скорость относительно Земли;
- 2) путевая скорость – проекция абсолютной скорости на поверхность земли (GS – Ground speed);
- 3) воздушная скорость  $\vec{V}_B$  (или истинная  $\vec{V}_{ист}$ ) – скорость относительно воздуха (TAS – True Airspeed):

$$\vec{V} = \vec{V}_B + \vec{V}_W$$

где  $\vec{V}_W$  - скорость ветра (Wind Speed Vector).

Для измерения воздушной скорости в полете используют трубку Пито-Прандтля или приемники воздушного давления (ПВД) (рис. 3.2).

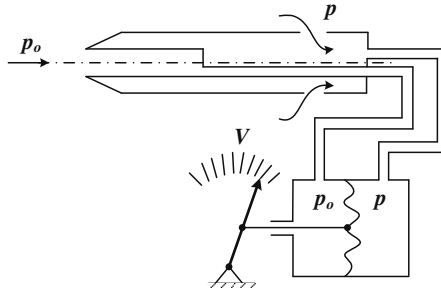


Рис. 3.2. Схема трубки Пито-Прандтля

Расчет воздушной скорости базируется на уравнении Бернулли при допущении о постоянстве высоты ( $H = const$ ):

$$p_0 = p + \frac{\rho_H V_B^2}{2} = const, \text{ где}$$

- $p_0$  – полное давление (давление заторможенного потока);  
 $p$  – статическое давление (давление движущегося потока);  
 $\rho_H$  – плотность на высоте полета  $H$ ;  
 $\frac{\rho V^2}{2}$  – динамическое давление потока (скоростной напор  $q$ ).

Тогда разность давлений в полостях 1 и 2, измеряемая с помощью манометра, будет равна скоростному напору:

$$\frac{\rho V^2}{2} = p_0 - p.$$

Откуда:

$$V_B = \sqrt{\frac{2(p_0 - p)}{\rho}}.$$

- 4) индикаторная  $\vec{V}_i$  – скорость, замеренная идеальным анероидно-мембранным прибором при условии, что плотность воздуха принимается равной плотности у земли (CAS - Calibrated airspeed):

$$V_i = \sqrt{\frac{2q}{\rho_{H=0\text{км}}}}.$$

С увеличением высоты полета при постоянстве индикаторной скорости воздушная скорость растет из-за уменьшения плотности воздуха (рис. 3.3):

$$V_B = V_i \sqrt{\frac{\rho_{H=0\text{км}}}{\rho_H}}.$$

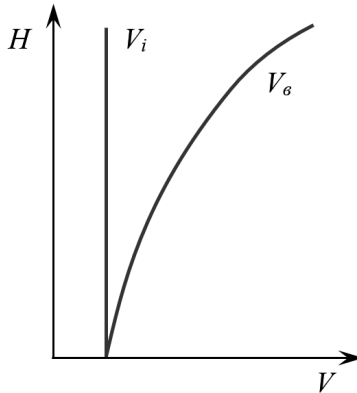


Рис. 3.3. Изменение воздушной скорости полета от высоты при постоянной индикаторной

- 5) приборная  $V_{пр}$  – скорость, замеренная реальным анероидно-мембранным прибором с учетом инструментальной, аэродинамической и учитывающей сжимаемость воздуха поправок (IAS – Indicated Airspeed):

$$V_i = V_{пр} + \delta V_{инс} + \delta V_{аэр} + \delta V_{сж}$$

где  $\delta V_{инс}$  – инструментальная поправка,  $\delta V_{аэр}$  – аэродинамическая поправка,  $\delta V_{сж}$  – поправка на сжимаемость воздуха.

### 3.3. Системы координат, используемые при расчете лётно-технических характеристик

Системы координат (СК) будем разделять на неподвижные и подвижные. Начало подвижных СК будем обозначать буквой  $O$  и помещать в центре масс (ЦМ) ВС [3].

#### Нормальная земная система координат $O_g X_g Y_g Z_g$ (неподвижная)

Применяется для определения положения ЦМ ВС, построения траектории полета ВС.

Начало координат  $O_g$  размещается в выбранной точке в местной горизонтальной плоскости (МГП).

Ось  $O_g X_g$  – в МГП, направление произвольное – в соответствии с решаемой задачей.

Ось  $O_g Y_g$  – вверх от центра Земли по нормали к МГП.

Ось  $O_g Z_g$  – в МГП, нормальна к осям  $O_g X_g$ ,  $O_g Y_g$  и составляет с ними правую прямоугольную систему координат (рис. 3.4).

#### Нормальная система координат $O X_g Y_g Z_g$ (подвижная)

Исходная СК для определения углового положения ВС и ориентации его вектора скорости. Оси параллельны соответствующим осям нормальной земной СК (рис. 3.4).

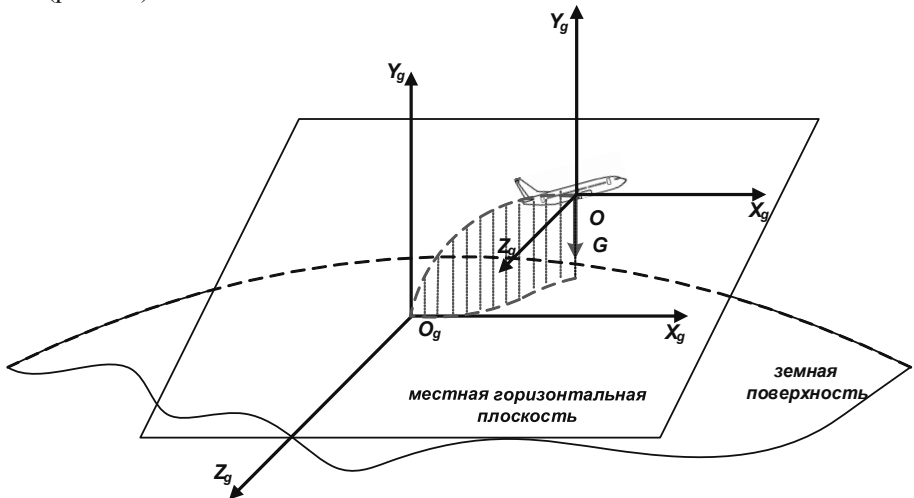


Рис. 3.4. Нормальная земная (неподвижная)  $O_g X_g Y_g Z_g$  и нормальная  $O X_g Y_g Z_g$  (подвижная) системы координат



### Связанная система координат $OXYZ$ (подвижная)

Схематично заменяет ВС в пространстве.

Ось  $OX$  направлена вперед вдоль строительной оси фюзеляжа или средней аэродинамической хорды (САХ).

Ось  $OY$  – вверх от кабины в плоскости симметрии самолета по перпендикуляру к оси  $OX$ .

Ось  $OZ$  – вдоль правой консоли по нормали к плоскости симметрии самолета.

Угловое положение ВС в пространстве определяют углы:

- тангажа  $\vartheta$  – угол между  $OX$  и МГП. Изменяется от  $-90^\circ$  до  $+90^\circ$  (рис. 3.5).
- рысканья  $\psi$  – угол между проекцией  $OX$  на МГП и  $O_gX_g$  земной СК. Изменяется от  $-180^\circ$  до  $+180^\circ$  (рис. 3.6).
- крена  $\gamma$  – угол между  $OY$  и вертикальной плоскостью, проходящей через ось  $OX$ . Изменяется от  $-180^\circ$  до  $+180^\circ$  (рис. 3.7).

Углы крена и рысканья не определены при  $\vartheta = \pm 90^\circ$ .

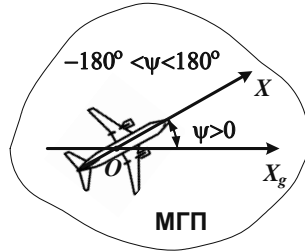
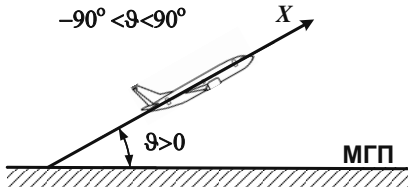


Рис. 3.5. К определению угла тангажа Рис. 3.6. К определению угла рысканья

### Скоростная система координат $OX_aY_aZ_a$ (подвижная)

Ось  $OX_a$  направлена вдоль вектора воздушной скорости самолета  $\vec{V}_B$ .

Ось  $OY_a$  – вверх от кабины в вертикальной плоскости симметрии самолета.

Ось  $OZ_a$  – перпендикулярна  $OX_aY_a$  в направлении правой консоли.

Положение ВС относительно набегающего потока определяют углы:

- атаки  $\alpha$  – угол между проекцией вектора воздушной скорости  $\vec{V}_B$  на вертикальную плоскость симметрии ВС и осью  $OX$  связанной СК (рис. 3.8). Изменяется от  $-180^\circ$  до  $+180^\circ$ ;
- скольжения  $\beta$  – угол между проекцией вектора воздушной скорости  $\vec{V}_B$  на горизонтальную плоскость симметрии ВС и осью  $OX$  связанной СК (рис. 3.9). Изменяется от  $-180^\circ$  до  $+180^\circ$ .

### Траекторная система координат $OX_kY_kZ_k$ (подвижная)

Ось  $OX_k$  направлена по вектору абсолютной скорости  $\vec{V}$ .

Ось  $OY_k$  – всегда вверх от поверхности Земли в вертикальной плоскости, проходящей через ось  $OX_k$ .

Ось  $OZ_k$ , – всегда направлена по горизонтали вправо.

Направление вектора абсолютной скорости определяют углы (рис. 3.10):

- наклона траектории  $\theta$  – угол между вектором абсолютной скорости самолета и МГП . Изменяется от  $-90^\circ$  до  $+90^\circ$ .
- пути  $\Psi$  – угол между проекцией вектора абсолютной скорости на МГП и осью  $O_g X_g$ . Изменяется от  $-180^\circ$  до  $+180^\circ$ .

Угол пути  $\Psi$  не определен при  $\theta = \pm 90^\circ$ .

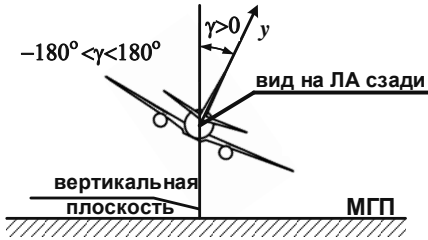


Рис 3.7. К определению угла крена (вид с хвоста)

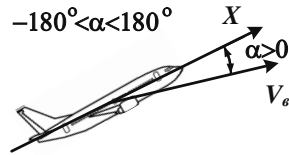


Рис 3.8. К определению угла атаки

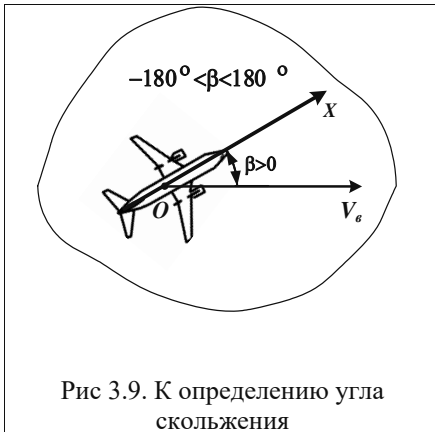


Рис 3.9. К определению угла скольжения

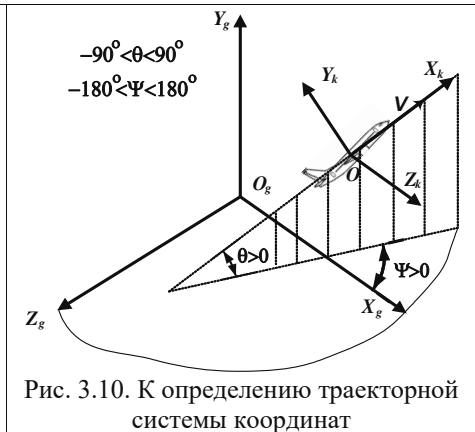


Рис. 3.10. К определению траекторной системы координат

### 3.4. Силы, действующие на самолет в полете

На ВС в полете действуют следующие силы (рис. 3.11):

- полная аэродинамическая сила  $R_a$ ;
  - сила тяги  $P$ ;
  - сила тяжести  $G$ ,
- а также (при движении по земле):
- сила реакции основных  $N_{осн}$  и передней  $N_{пер}$  опор;
  - сила трения основных  $F_{осн}$  и передней  $F_{пер}$  опор.

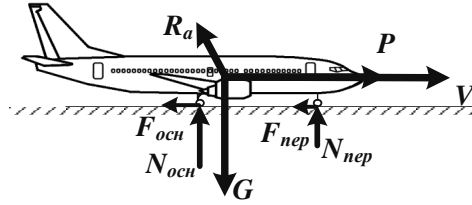


Рис. 3.11. Силы, действующие на ВС

Проекции  $\vec{R}_a$  на оси скоростной СК называют (рис. 3.12):

- $X_a$  – сила лобового сопротивления;
- $Y_a$  – подъемная сила;
- $Z_a$  – боковая сила.

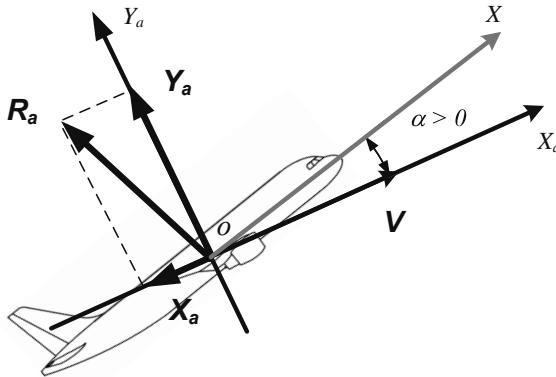


Рис. 3.12. Подъемная сила и сила лобового сопротивления

Проекции  $\vec{R}_a$  на оси связанной СК называют:

- $X$  – продольная сила;
- $Y$  – нормальная сила;
- $Z$  – поперечная сила.

Проекции вектора главного аэродинамического момента  $\vec{M}_a$  на оси связанной СК называют:

- $M_x$  – момент крена;
- $M_y$  – момент рысканья;
- $M_z$  – момент тангажа.

Аэродинамические силы и моменты принято выражать через безразмерные величины – аэродинамические коэффициенты, соответственно:

1) коэффициент лобового сопротивления, подъемной силы, боковой силы:

$$c_{xa} = \frac{X_a}{qS}; \quad c_{ya} = \frac{Y_a}{qS}; \quad c_{za} = \frac{Z_a}{qS}$$

где  $S$  – площадь крыла.

2) коэффициент момента крена, рысканья, тангажа:

$$m_x = \frac{M_x}{qSl}; m_y = \frac{M_y}{qSl}; m_z = \frac{M_z}{qSb_a},$$

где  $l$  – размах крыла,  $b_a$  – длина средней аэродинамической хорды (САХ).

Аэродинамические коэффициенты получают в результате продувок в аэродинамических трубах уменьшенных моделей ВС или рассчитывают численными методами.

### Понятие перегрузки

На все предметы на Земле действует сила тяжести. Именно к этой нагрузке «привычны» все существующие конструкции живых и неживых предметов. Чтобы оценить степень отличия действующих на ВС нагрузок от «обычных» условий вводят понятие перегрузки.

Перегрузка  $\vec{n}$  – это векторная величина, равная отношению суммы всех поверхностных сил, действующих на ВС, к модулю силы тяжести.

В полете:

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}_a + \vec{P}}{G}.$$

При движении по земле:

$$\vec{n} = \frac{\vec{R}_a + \vec{P} + \vec{N} + \vec{F}_{\text{тр}}}{G}.$$

При «обычной» нагрузке (ВС на стоянке, совершает прямолинейный горизонтальный полет, человек сидит на стуле) перегрузка равна 1.

Проекция перегрузки на оси скоростной СК называют:

- $n_{xa}$  – тангенциальная перегрузка,
- $n_{ya}$  – нормальная скоростная перегрузка;
- $n_{za}$  – боковая перегрузка.

Проекция перегрузки на оси связанной СК называют:

- $n_x$  – продольная перегрузка;
- $n_y$  – нормальная перегрузка;
- $n_z$  – поперечная перегрузка.

Подставив проекции поверхностных сил на оси скоростной СК получим:

$$n_{xa} = \frac{P \cos(\alpha + \varphi_P) - X_a - F_{\text{тр}}}{mg} \cong \frac{P - X_a - F_{\text{тр}}}{mg},$$

$$n_{ya} = \frac{P \sin(\alpha + \varphi_P) + Y_a + N}{mg} \cong \frac{Y_a + N}{mg},$$

$$n_{za} = \frac{Z}{mg}.$$

### Коэффициент подъемной силы $c_{ya}$

Коэффициент подъемной силы определяется профилем и удлинением крыла и зависит от угла атаки.

Наибольшее влияние на  $c_{ya}$  оказывают толщина и кривизна профиля (рис. 3.13).

Увеличение толщины профиля обеспечивает рост  $c_{ya}$  из большого разрежения между нижней и верхней поверхностью профиля, но в тоже время возрастает и коэффициент лобового сопротивления, в частности, из-за роста волнового сопротивления.

Увеличение кривизны профиля обеспечивает плавное обтекание профиля на больших углах атаки, что приводит к росту максимальных значений  $c_{ya}$ . На ВС изменение кривизны профиля обеспечивается выпуском/уборкой взлетно-посадочной механизации (предкрылков и закрылков).

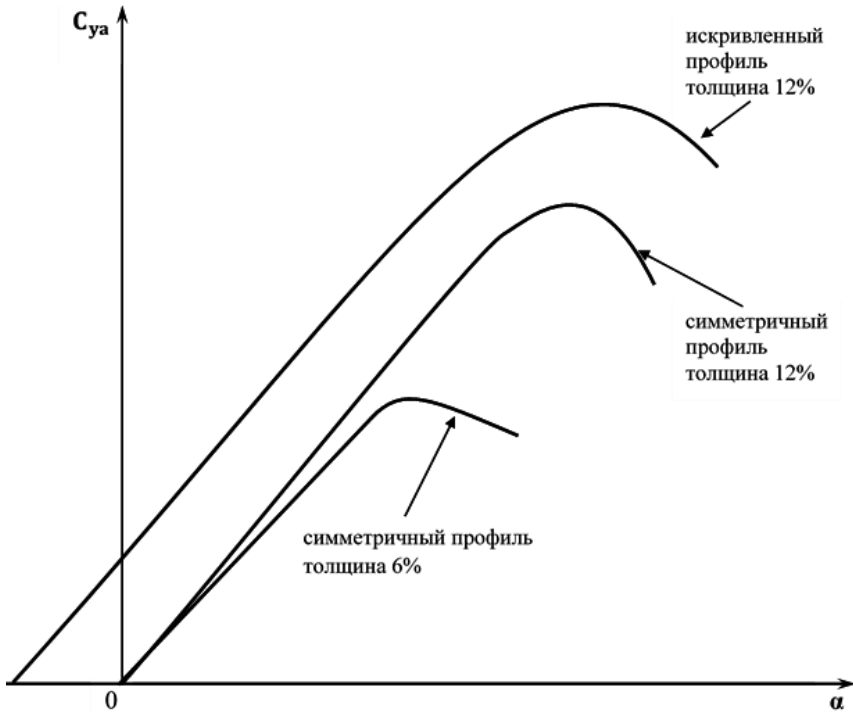


Рис. 3.13. Влияние толщины и кривизны профиля на коэффициент подъемной силы

Увеличение удлинения крыла обеспечивает рост  $c_{ya}$  (рис. 3.14) за счет уменьшения площади концевых областей крыла, на которых происходит снижение перепада давления вследствие перетекания воздуха из нижней части крыла (области высокого давления) на верхнюю (область низкого давления).

Самолет МС-21 обладает рекордным для ВС транспортной категории удлинением крыла 11.5. Для сравнения:  $\lambda_{SSJ100} = 10$ ;  $\lambda_{B787} = 10,3$ .

Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки (рис. 3.15) можно разделить на линейную (1) и нелинейную области (2).

В линейной области  $c_{ya} = c_{ya}^\alpha (\alpha - \alpha_0)$ , где  $c_{ya}^\alpha$  – частная производная коэффициента  $c_{ya}$  по углу атаки;  $\alpha_0$  – угол нулевой подъемной силы.

В нелинейной области т.е. при  $\alpha > \alpha_{нс}$  рост  $c_{ya}$  с увеличением  $\alpha$  замедляется из-за начала срыва (нс) потока и прекращается при достижении критического угла атаки  $\alpha_{кр}$ , соответствующего максимальному коэффициенту подъемной силы  $c_{ya \text{ макс}}$ . При дальнейшем увеличении угла атаки  $c_{ya}$  снижается.

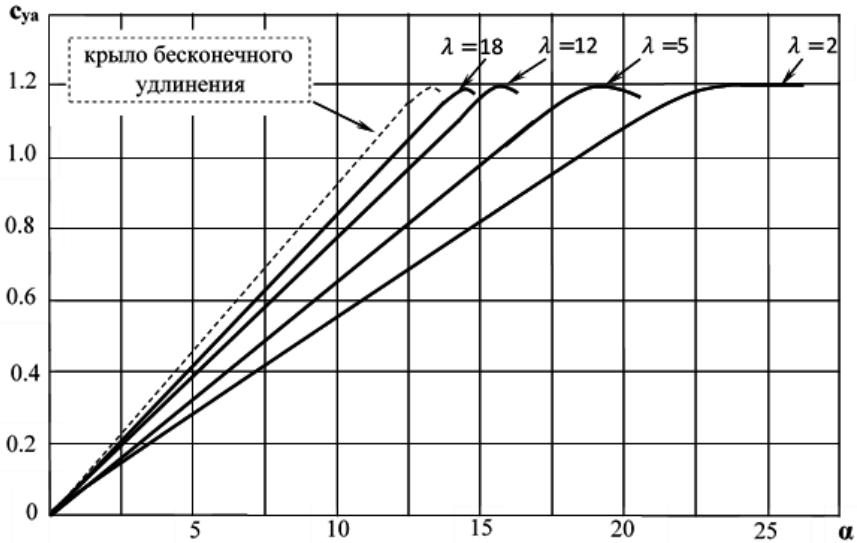


Рис. 3.14. Влияние удлинения крыла на коэффициент подъемной силы

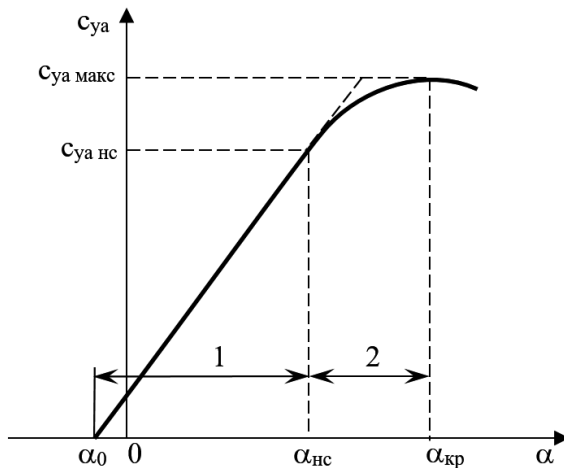


Рис. 3.15. Типовая зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

### Коэффициент лобового сопротивления $c_{xa}$

Сопротивление ВС разделяют на (рис. 3.16):

- 1) профильное сопротивление, которое состоит из:
  - сопротивление трения, которое тем выше, чем выше неровность, шероховатость поверхности и турбулентность потока;
  - сопротивление давления (рис. 3.17), которое обусловлено тем, что давление потока в передней части профиля  $p_1$ , где поток тормозится больше, чем в задней  $p_2$ , где поток разгоняется:  $p_1 > p_2$  (рис. 3.17);
- 2) волновое сопротивление, которое обусловлено появлением скачков уплотнения (рис. 3.18) при полетах с  $M > M_{кр}$  ( $M_{кр}$  – это критическое число Маха т.е. число Маха при котором появляются первые скачки уплотнения) и связано с переходом части механической энергии потока воздуха в тепловую энергию на скачке уплотнения и возможном последующем отделении пограничного слоя.
- 3) индуктивное сопротивление связано с затратами энергии на создание вихрей, сходящих с концов консолей крыла (рис. 3.19). Над верхней частью крыла воздух разряжен, под крылом воздух сжат по сравнению с невозмущенным потоком. Поэтому на концах крыла возникает перетекание воздуха с нижней части на верхнюю. Чем больше разность давлений между верхней и нижней поверхностями крыла, тем больше подъемная сила и тем больше индуктивное сопротивление.

Коэффициент лобового сопротивления обычно записывают в виде двух составляющих:  $c_{xa} = c_{xao} + c_{xai}$ , где  $c_{xao}$  объединяет профильную и волновую составляющие, а  $c_{xai}$  – индуктивную.

### Поляра и аэродинамическое качество ВС

Совершенство аэродинамической компоновки ВС оценивается по затратам (сопротивлению  $X_a$ ), приходящимся на создание единицы подъемной силы  $Y_a$  т.е. по величине аэродинамического качества  $K$ , равного отношению подъемной силы к силе лобового сопротивления:

$$K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{c_{ya}}{c_{xa}}$$

Зависимость коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы  $c_{xa} = f(c_{ya})$  называется полярой. Обычно поляра изображается как обратная зависимость т.е. как  $c_{ya} = f(c_{xa})$  (рис.3.20).

Для большинства самолетов поляру с достаточной точностью можно представить в виде квадратичной зависимости:

$$c_{xa} = c_{xao} + A c_{ya}^2,$$

где  $A$  – коэффициент отвала поляры.

Для такой поляры выражение для максимального значения аэродинамического качества  $K$  может быть записано аналитически:

$$K_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{c_{xao} \cdot A}}$$

Угол атаки, соответствующий максимальной величине аэродинамического качества  $K_{\text{макс}}$ , называется наивыгоднейшим  $\alpha_{\text{нв}}$ .

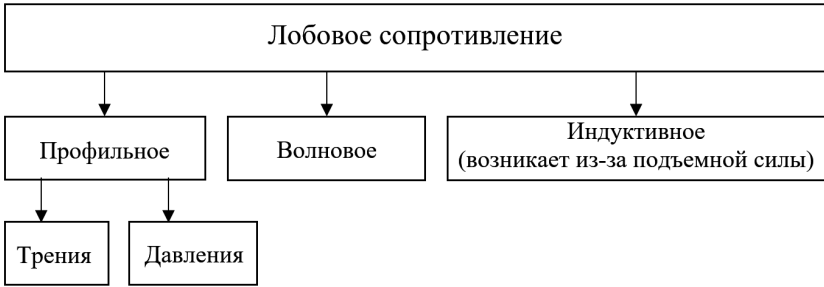


Рис. 3.16. Составляющие лобового сопротивления

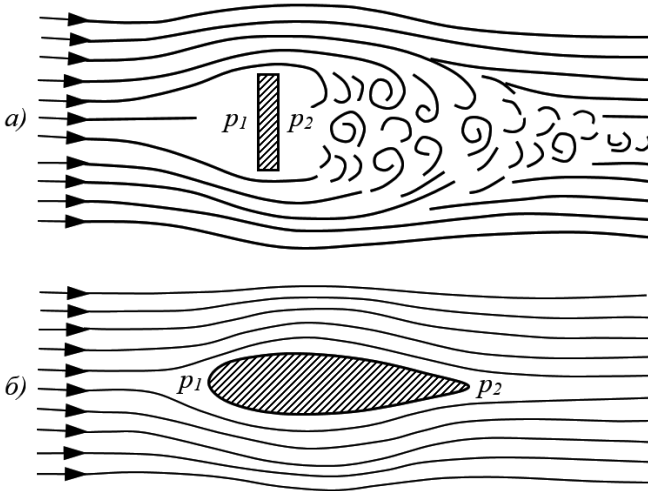


Рис. 3.17. К образованию сопротивления давления

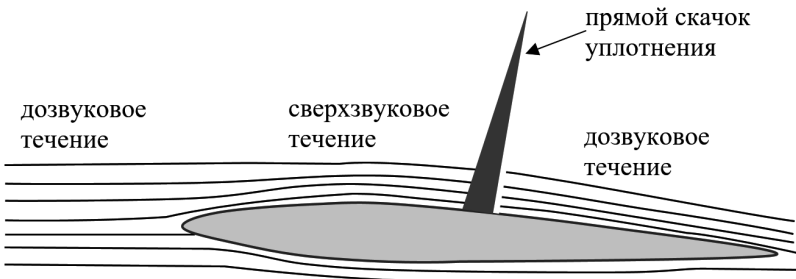


Рис. 3.18. Пример появления скачка уплотнения при полете с дозвуковой скоростью



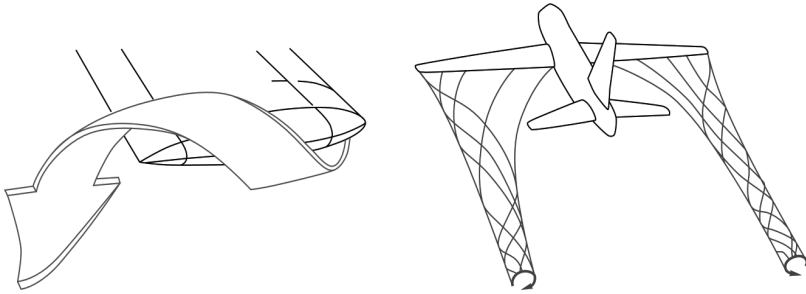


Рис. 3.19. К образованию индуктивного сопротивления (вихревого или спутного следа)

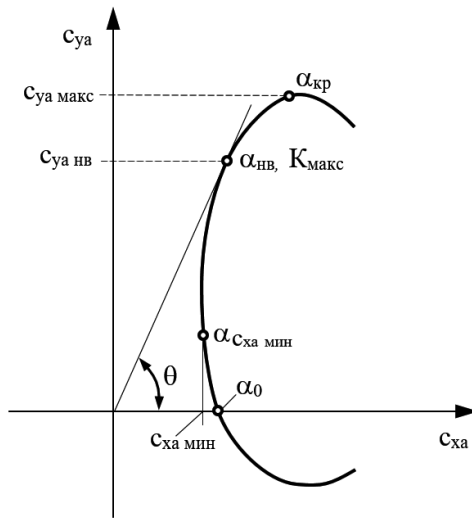


Рис. 3.20. Пример поляры

### Влияние механизации на аэродинамические характеристики

На современных ВС транспортной категории, в том числе и на самолете МС-21, используется стреловидное крыло, на котором появление первых скачков уплотнения, а значит и рост волнового сопротивления возникает на больших скоростях, чем на прямом крыле. Другими словами, критическое число Маха ВС со стреловидным крылом больше чем  $M_{кр}$  ВС с прямым крылом, что позволяет увеличить крейсерскую скорость полета ВС. В тоже время несущие свойства стреловидного крыла хуже, чем прямого и недостаточны для обеспечения приемлемого уровня взлетно-посадочных характеристик ВС. Как уже отмечалось ранее, один из способов увеличения несущих свойств – это увеличение кривизны профиля. Поэтому современные ВС транспортной категории обладают развитой взлетно-посадочной механизацией, включающей предкрылки, закрылки и интерцепторы.

Отклонение предкрылков обеспечивает безударное обтекание потоком крыла, увеличивая критический угол атаки. При этом на линейном участке  $c_{ya}$  практически не изменяется (рис.3.21). Отклонение закрылков увеличивает коэффициент подъемной силы (рис.3.21). Выдвижные закрылки, кроме того, увеличивают площадь крыла. В тоже время, отклонение механизации крыла приводит к росту лобового сопротивления и этот рост больше, чем рост несущих свойств крыла т.е. аэродинамическое качество крыла при отклонении механизации падает (рис.3.22). Поэтому на режиме взлета, где важно быстро разогнать ВС предкрылки и закрылки отклоняются обычно на меньшие углы, чем при посадке, когда важно быстрее затормозить ВС.

Интерцепторы обеспечивают торможение потока над верхней поверхностью крыла, что, помимо роста лобового сопротивления, приводит к росту давления над верхней поверхностью крыла, а значит к уменьшению перепада давления между верхней и нижней поверхностью крыла и уменьшению  $c_{ya}$ .

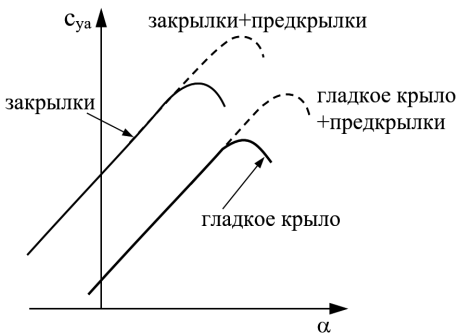


Рис. 3.21. Влияние механизации на несущие свойства крыла

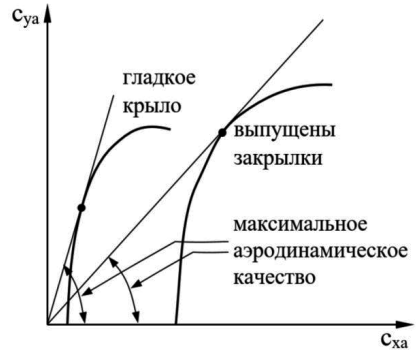


Рис. 3.22. Влияние механизации на поляру

### 3.5. Аэродинамические характеристики самолета МС-21

Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки  $c_{ya} = f(\alpha)$  для различных конфигураций самолета МС-21 (взлетной, посадочной и крейсерской) представлена на рис. 3.23.

Из представленной зависимости следует то, что отклонение механизации обеспечивает:

- 1) приращение коэффициента подъемной силы на углах атаки, реализуемых на взлетно-посадочных режимах, примерно до 1.5 раз для взлетной конфигурации и до 1.8 раза для посадочной конфигурации за счет отклонения закрылков на угол  $24^\circ$  во взлетной конфигурации и на угол  $28^\circ$  в посадочной конфигурации. В крейсерской конфигурации закрылки убраны (таблица 3.1);

- 2) увеличение максимальной величины коэффициента подъемной силы  $C_{ya \text{ макс}}$  примерно в 1.75 раза для взлетной конфигурации и в 2 раза для посадочной конфигурации за счет отклонения предкрылков на угол до  $18^\circ$  во взлетной конфигурации и на угол до  $36^\circ$  в посадочной конфигурации. В крейсерской конфигурации предкрылки отклонены на угол  $5^\circ$  (таблица 3.1);
- 3) увеличение критического угла атаки от  $14^\circ$  в крейсерской конфигурации до  $18^\circ$  во взлетной конфигурации и до  $19^\circ$  в посадочной конфигурации за счет отклонения предкрылков на угол до  $18^\circ$  во взлетной конфигурации и на угол до  $36^\circ$  в посадочной конфигурации. В крейсерской конфигурации, как уже отмечалось, предкрылки отклонены на угол  $5^\circ$

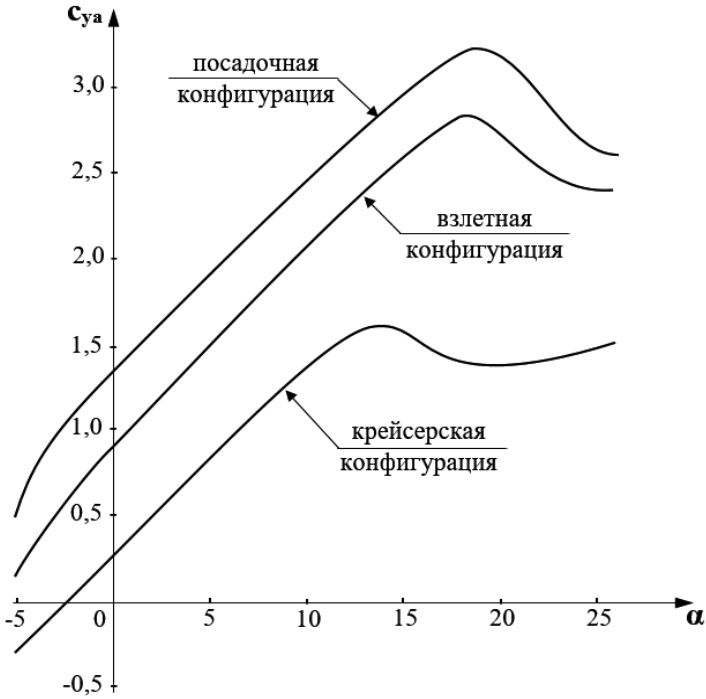


Рис. 3.23. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для самолета MC-21

Таблица 3.1

Этап полета	Положение ручки FLAPS	Конфигурация крыла	$\delta_{\text{пред}}/\delta_{\text{з}}$ , град
Крейсерский	0	FLAPS 0+S	5/0
Взлет	1	FLAPS 1+F	24/10
Взлет	2	FLAPS 2	24/18
Посадка	3	FLAPS 3	28/27
Посадка	FULL	FLAPS FULL	28/36

Зависимость коэффициента лобового сопротивления от коэффициента подъемной силы  $c_{ya} = f(c_{xa})$  (поляра) для самолета МС-21 для различных чисел Маха представлена на рис. 3.24.

Из представленной зависимости следует:

- 1) минимальное значение коэффициента лобового сопротивления составляет  $c_{xa \text{ мин}} = 0,025$ ;
- 2) значение коэффициента лобового сопротивления при нулевом  $c_{ya}$  составляет  $c_{xa 0} = 0,0275$ ;

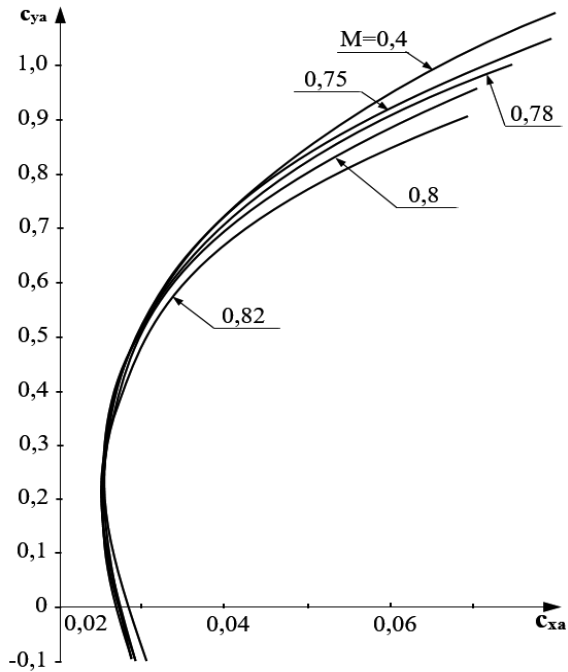


Рис. 3.24. Поляра самолета МС-21

Зависимость величины максимального аэродинамического качества  $K_{\text{макс}} = f(M)$  самолета МС-21 без учета потерь на балансировку представлена на рис. 3.24.

Как следует из представленной зависимости величина  $K_{\text{макс}}$  практически не изменяется плавно возрастая до чисел  $M$  примерно равных  $0,75$  и далее начинает падать. Максимальное значение  $K_{\text{макс}}$  составляет примерно  $18,1$ .

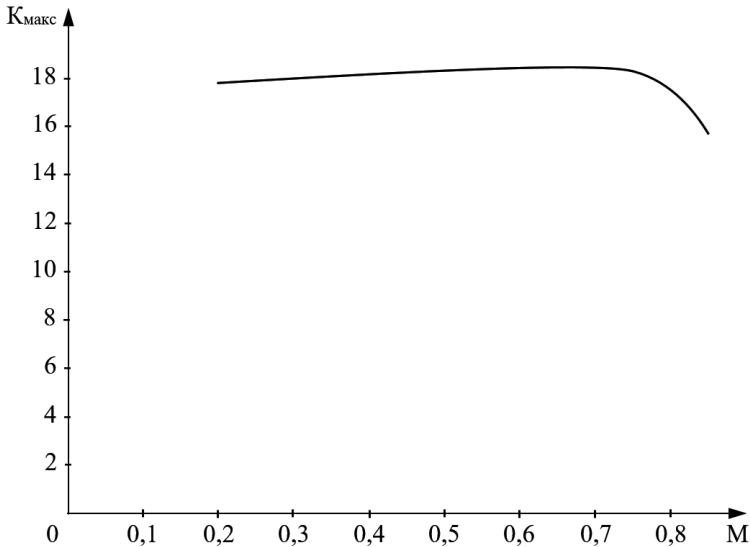


Рис. 3.25. Максимальное аэродинамическое качество самолета МС-21

### 3.6. Характеристики силовой установки самолета МС-21

Силовая установка самолета МС-21 состоит из двух двигателей ПД-14 производства «ОДК-Пермские моторы».

Двигатель ПД-14 представляет двухконтурный, турбовентиляторный, двухвальный газотурбинный двигатель с отдельным истечением потоков воздуха внешнего контура и газа внутреннего контура. Внешний контур двигателя ПД-14 образован капотами газогенератора, а также корпусом реверсивного устройства и соплом внешнего контура.

Двигатель ПД-14 включает следующие основные части:

- трансзвуковой вентилятор с бесполощной полый рабочей лопаткой;
- трехступенчатый осевой компрессор низкого давления;
- восьмиступенчатый осевой барабанно-дисковый компрессор высокого давления;
- кольцевую камеру сгорания с 24 двухконтурными центробежными форсунками с воздушным распылом;
- двухступенчатую осевую турбину высокого давления с охлаждаемыми рабочими и сопловыми лопатками и регулируемые радиальными зазорами;
- шестиступенчатую осевую турбину низкого давления с неохлаждаемыми рабочими и сопловыми лопатками за исключением лопаток соплового аппарата первой ступени и регулируемые радиальными зазорами.

Двигатель ПД-14 оснащен комплексной электронной цифровой двухканальной системой автоматического управления (САУ-14) с полной ответственностью (типа FADEC), а также цифровой системой мониторинга параметров работы двигателя.

Высотно скоростные характеристики силовой установки МС-21 (зависимость тяги двух двигателей ПД-14 с учетом потерь в воздухозаборниках и выходных устройствах от высоты и числа Маха полета) приведена на рис.3.26.

Из представленной зависимости следует:

- 1) тяга одного двигателя у земли на режиме  $H = 0$  км,  $M=0$  составляет примерно 13,2 тонны.
- 2) с увеличением скорости полета тяга двигателя у земли снижается при увеличении числа Маха полета от  $M=0$  до  $M=0,4$  примерно в 1,5 раза;
- 3) по мере роста высоты полета влияние скорости полета на тягу двигателя существенно снижается. На больших высотах тяга двигателя практически не зависит от скорости полета;
- 4) высота полета оказывает существенное влияние на тягу двигателя. Так, например, по сравнению с режимом  $H = 0$  км,  $M=0$ , тяга двигателя на высоте  $H = 10$  км меньше примерно в 4,5 раза.

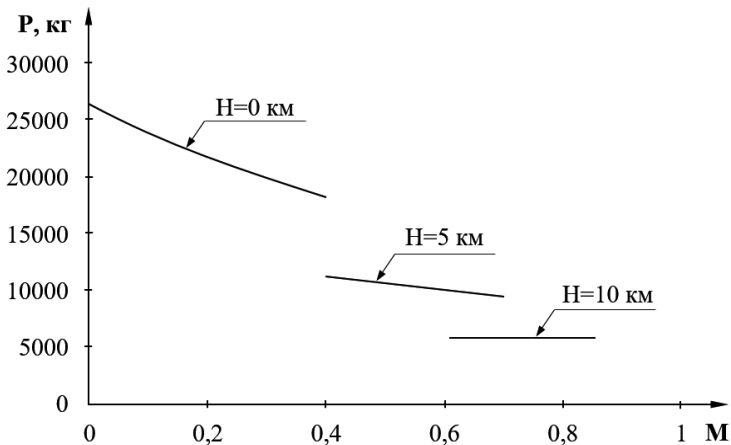


Рис. 3.26. Высотно скоростные характеристики силовой установки самолета МС-21

### 3.7. Математическая модель кинематики материальной точки

Параметры полета в моделях кинематики – это координаты ВС относительно нормальной земной системы координат  $x_g, y_g, z_g$ , а управляющая функция – абсолютная скорость ВС  $\vec{V}(V_{xg}, V_{yg}, V_{zg})$ .

Уравнения кинематики материальной точки имеют вид:

$$\begin{aligned} \frac{dx_g}{dt} &= V_{xg}; \\ \frac{dy_g}{dt} &= V_{yg}; \\ \frac{dz_g}{dt} &= V_{zg}. \end{aligned}$$

В качестве примера приведем законы изменения скорости для реализации некоторых режимов полета.

Прямолинейный горизонтальный установившийся полет:

$$V_{xg} = \text{const}; V_{yg} = 0; V_{zg} = \text{const}.$$

Установившийся набор высоты или снижение:

$$V_{xg} = \text{const}; V_{yg} = \text{const}; V_{zg} = \text{const}.$$

Змейка:

$$V_{xg} \neq 0; V_{yg} = 0; V_{zg} = A \sin \omega t.$$

Установившийся вираж:

$$V_{xg} = A \cos \omega t; V_{yg} = 0; V_{zg} = A \sin \omega t,$$

где  $\omega = 2\pi/T_{\text{вир}}$  – угловая скорость виража;  $T_{\text{вир}}$  – время выполнения виража.

Спираль:

$$V_{xg} = A \cos \frac{2\pi}{T_{\text{витка}}} t; V_{yg} \neq 0; V_{zg} = A \sin \omega t,$$

где  $\omega = 2\pi/T_{\text{витка}}$  – угловая скорость выполнения спирали;  $T_{\text{витка}}$  – время выполнения одного витка спирали.

Бочка:

$$V_{xg} \neq 0; V_{yg} = A \cos \omega t; V_{zg} = A \sin \omega t,$$

где  $\omega = 2\pi/T_{\text{витка}}$  – угловая скорость выполнения бочки;  $T_{\text{витка}}$  – время выполнения одного витка бочки.

### 3.8. Математическая модель динамики материальной точки

Параметры полета в моделях динамики материальной точки – это координаты самолета относительно нормальной земной системы координат  $(x_g, y_g, z_g)$ , а также величина и ориентация вектора абсолютной скорости  $(V, \Theta, \Psi)$ . В качестве управляющих параметров могут использоваться нормальная скоростная и тангенциальная перегрузки, скоростной угол крена.

Уравнения динамики материальной точки имеют вид:

$$\begin{aligned} \frac{dV}{dt} &= g(n_{xa} - \sin \Theta), \\ \frac{d\Theta}{dt} &= \frac{g}{V}(n_{ya} \cdot \cos \gamma_a - \cos \Theta), \\ \frac{d\Psi}{dt} &= -\frac{g}{V} n_{ya} \cdot \sin \gamma_a, \\ \frac{dx_g}{dt} &= V_{xg}, \\ \frac{dy_g}{dt} &= V_{yg}, \\ \frac{dz_g}{dt} &= V_{zg}, \\ \frac{dm}{dt} &= -c_s, \end{aligned}$$

где  $c_s$  – секундный расход топлива;  $m$  – масса ВС.

В качестве примера приведем законы изменения управляющих параметров для реализации некоторых режимов полета.

Прямолинейный горизонтальный установившийся полет:

$$n_{xa}=0; n_{ya} = 1; \gamma_a = 0.$$

Установившийся набор высоты или снижение:

$$n_{xa} = \sin\theta; n_{ya} = \cos\theta; \gamma_a = 0.$$

Установившийся вираж:

$$n_{xa} = 0; n_{ya} = \frac{1}{\cos \gamma_a}; \gamma_a = \text{const.}$$

Спираль:

$$n_{xa} = \sin\theta; n_{ya} = \frac{\cos\theta}{\cos \gamma_a}; \gamma_a = \text{const.}$$

Располагаемые значения тангенциальной и нормальной скоростной перегрузок определяются несущими способностями ВС и возможностями его силовой установки

$$n_{xa} \cong \frac{P - X_a}{mg},$$

$$n_{ya} \cong \frac{Y_a}{mg}.$$

Эксплуатационные ограничения предельных величин нормальной перегрузки ВС определяются следующими физическими причинами:

- допустимыми в эксплуатации углами атаки;
- прочностью конструкции планера ВС;
- работоспособностью топливной системы при нулевых и отрицательных перегрузках.

### 3.9. Математическая модель динамики твердого тела

Параметры полета в моделях динамики твердого тела [4]:

- координаты самолета относительно нормальной земной системы координат  $x_g, y_g, z_g$ ;
- проекции вектора скорости на оси связанной системы координат  $V_x, V_y, V_z$ ;
- проекции вектора угловой скорости на оси связанной координат  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ ;
- углы, определяющие ориентацию самолета относительно Земли  $\vartheta, \psi, \gamma$ .

В качестве управляющих параметров могут использоваться отклонения рычагов управления ВС – штурвала, педалей и РУД.

Уравнения динамики твердого тела имеют вид:

$$\frac{dV_x}{dt} = \frac{F_x}{m} + \omega_z V_y - \omega_y V_z;$$

$$\frac{dV_y}{dt} = \frac{F_y}{m} + \omega_x V_z - \omega_z V_x;$$

$$\frac{dV_z}{dt} = \frac{F_z}{m} + \omega_y V_x - \omega_x V_y;$$



$$\begin{aligned} \frac{d\omega_x}{dt} &= \frac{M_x}{I_x} + \frac{I_x - I_z}{I_x} \omega_y \omega_z; \\ \frac{d\omega_y}{dt} &= \frac{M_y}{I_y} + \frac{I_z - I_y}{I_y} \omega_x \omega_z; \\ \frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{M_z}{I_z} + \frac{I_x - I_y}{I_z} \omega_x \omega_y; \\ \frac{d\vartheta}{dt} &= \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\ \frac{d\gamma}{dt} &= \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \vartheta; \\ \frac{d\psi}{dt} &= \frac{\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma}{\cos \vartheta}; \\ \frac{dx_g}{dt} &= V_x \cos \vartheta \cos \psi + V_y (\sin \gamma \sin \psi - \cos \gamma \cos \psi \sin \vartheta) + \\ &\quad V_z (\cos \gamma \sin \psi - \sin \gamma \cos \psi \sin \vartheta); \\ \frac{dy_g}{dt} &= V_x \sin \vartheta + V_y (\cos \gamma \cos \vartheta) - V_z (\sin \gamma \cos \vartheta); \\ \frac{dz_g}{dt} &= -V_x \cos \vartheta \sin \psi + V_y (\sin \gamma \cos \psi + \cos \gamma \sin \psi \sin \vartheta) + \\ &\quad V_z (\cos \gamma \cos \psi - \sin \gamma \sin \psi \sin \vartheta), \end{aligned}$$

где

- $F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z$  – проекции суммы всех сил и моментов, действующих на ВС на оси связанной системы координат;
- $I_x, I_y, I_z$  – главные центральные моменты инерции относительно соответствующих осей. Оси связанной системы координат ориентированы, как правило, по главным осям инерции, поэтому центробежные моменты инерции в уравнениях отсутствуют.

## 4. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ ДИАПАЗОН ВЫСОТ И СКОРОСТЕЙ ПОЛЕТА

### 4.1. Эксплуатационные ограничения высоты и скорости полета

Эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета определяет область допустимых в условиях массовой эксплуатации ВС режимов прямолинейного горизонтального полета (ПГП).

Эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета формируется на основе:

- диапазона высот и скоростей прямолинейного горизонтального установившегося полета (ПГУП);
- эксплуатационных ограничений минимальной скорости полета;
- эксплуатационных ограничений максимальной скорости полета;
- эксплуатационных ограничений высоты полета.

### 4.2. Диапазон высот и скоростей прямолинейного горизонтального установившегося полета

#### Схема сил, уравнения и условия движения ВС в ПГП

Кинематические условия ПГП выглядят так:

- условие полета в горизонтальной плоскости:

$$\Theta = 0;$$

- условие прямолинейного полета:

$$\frac{d\Theta}{dt} = 0, \frac{d\Psi}{dt} = 0;$$

- условие установившегося полета:

$$\frac{dV}{dt} = 0.$$

С учетом указанных условий уравнения динамики материальной точки, определяющие величину и направление вектора абсолютной скорости, трансформируются в соотношения сил, обеспечивающих ПГУП:

- условие *установившегося* ГП:

$$m \frac{dV}{dt} = 0 = P - X_a - G \sin \Theta \rightarrow P = X_a;$$

- условие *прямолинейного горизонтального* полета:

$$-mV \cos \Theta \frac{d\Psi}{dt} = 0 = Y_a \sin \gamma_a \rightarrow \sin \gamma_a = 0 \rightarrow \gamma_a = 0^\circ \text{ (или } 180^\circ \text{);}$$

$$mV \frac{d\Theta}{dt} = 0 = Y_a \cos \Theta - G \cos \Theta \rightarrow Y_a = G.$$

Схема сил в ПГУП представлена на рис. 4.1.

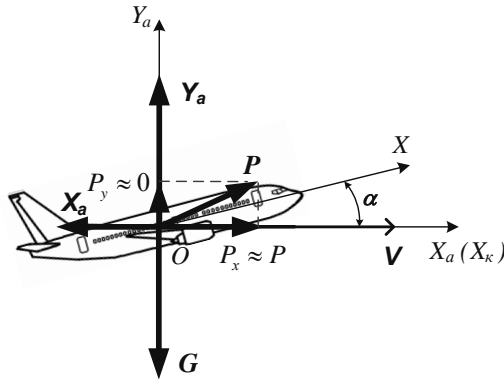


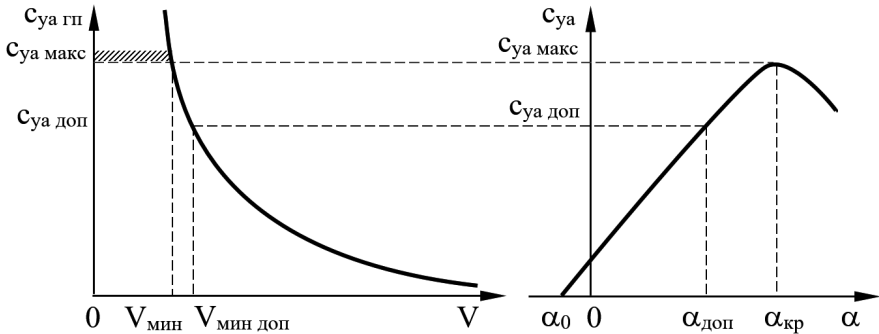
Рис. 4.1. Схема сил в ПГУП

### Взаимосвязь коэффициента подъемной силы и скорости ПГП

$$Y_a = c_{ya \text{ гп}} \frac{\rho V^2}{2} S = G \rightarrow c_{ya \text{ гп}} = \frac{2mg}{\rho V^2 S} = \frac{mg}{qS},$$

где  $c_{ya \text{ гп}}$  – коэффициент подъемной силы, необходимый для совершения ПГП.

Следовательно, с уменьшением скорости полета и ростом массы ВС потребный для ПГП коэффициент подъемной силы  $c_{ya \text{ гп}}$  и угол атаки  $\alpha_{\text{гп}}$ , растет (рис. 4.2).

Рис. 4.2. Коэффициент подъемной силы в ПГП и  $V_{\text{мин доп}}$ 

### Эксплуатационные ограничения минимальной скорости ПГП

Скорость ПГП с  $c_{ya \text{ гп}} = c_{ya \text{ макс}}$  и  $\alpha_{\text{гп}} = \alpha_{\text{кр}}$  называется минимальной скоростью горизонтального полета  $V_{\text{мин}}$ . Эту скорость еще называют теоретически минимальной скоростью полета  $V_{\text{т,мин}}$ , поскольку летать с указанной скоростью практически нельзя, так как даже небольшая ошибка в пилотировании или попадание самолета в восходящий поток (при этом увеличивается угол атаки) могут привести к сваливанию самолета. Под сваливанием понимается критический режим полета, происходящий на углах атаки больше допустимых, и представляющий собой произвольное

апериодическое или колебательное движение относительно любой из трех осей самолета со сравнительно большими угловыми скоростями, заметными для летчика средней квалификации, и не парируемые без уменьшения угла атаки [5]. Поэтому  $V_{Т.мин}$  также называют скоростью сваливания, обозначая  $V_{СВ}$  или  $V_{SR}$ , или  $V_{S1}$ , или  $V_{S1g}$ :

$$V_{Т.мин} = V_{СВ} = V_{SR} = V_{S1} = V_{Sg1} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{ya \max} \rho S}}$$

На ВС в целях обеспечения безопасности полета устанавливаются системы, предупреждающие о приближении к скорости сваливания, а угол атаки ограничивается не величиной  $\alpha_{кр}$ , а меньшей величиной допустимого в эксплуатации угла атаки  $\alpha_{доп} < \alpha_{кр}$ . Скорость, на которой срабатывает предупреждение о сваливании обозначается  $V_{SW}$ , а скорость ППП с  $\alpha = \alpha_{доп}$  обозначается  $V_{мин.доп}$  или  $V_{мин}^3$ , или  $V_{LS}^1$  [8]. Естественными признаками приближения к скорости сваливания может быть появление тряски самолета, самопроизвольное кренение или кабрирование (увеличение угла тангажа), уменьшение эффективности органов управления. Минимально допустимая скорость выбирается, как правило, по соображениям обеспечения запаса скорости до сваливания 30-35%, величина  $c_{ya \ доп}$  обычно равна  $0,85c_{ya \ max}$ .

$$V_{мин \ доп} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{ya \ доп} \rho S}}$$

Поскольку величина максимального коэффициента подъемной силы  $c_{ya \ max}$  определяется конфигурацией ВС (взлетная, посадочная, крейсерская), минимальные скорости полета устанавливаются для каждой конфигурации и полетного веса. Так, например, нормируемая скорость сваливания в посадочной конфигурации в соответствии с НЛГ-25 обозначается  $V_{SR0}$  [8].

Кроме минимальной скорости ППП используют понятие эволютивной скорости – минимальной разрешенной скорости полета с заданной перегрузкой  $n_{ya}$  (например, 1,5):

$$V_{эв} = V_{мин \ доп} \sqrt{n_{ya}}$$

### Эксплуатационные ограничения максимальной скорости ППП

Максимальная скорость ППП может быть ограничена исходя из:

- 1) обеспечение прочности и жесткости конструкции ВС. Достигается ограничением максимально-допустимого скоростного напора  $q_{макс.доп}$ :

$$V_{макс \ доп} = \sqrt{\frac{2q_{макс.доп}}{\rho(H)}}$$

Кроме обозначения  $V_{макс \ доп}$  используется обозначение  $V_D$  ( $M_D$  для числа Маха). С увеличением высоты полета из-за уменьшения плотности воздуха

---

<sup>1</sup> НЛГ-25 определяют  $V_{LS}$  как наименьшую скорость, на которой экипаж может летать при включенном автомате тяги или автопилоте

истинная скорость  $V_{\text{макс доп}}$  растет, приборная  $V_{\text{макс доп}}$  не изменяется. На практике необходим запас скорости до достижения величины  $q_{\text{макс доп}}$ , поэтому вводится максимальная скорость, разрешенная в эксплуатации, обозначаемая как  $V_{\text{макс}}^3$  или  $V_{\text{МО}}$ .

- 2) обеспечения устойчивости и управляемости (обычно продольной). Соответствующие скорость полета и число Маха обозначается как  $V_{FC}$  и  $M_{FC}$  соответственно;
- 3) устойчивой работы силовой установки. Достигается ограничением максимально-допустимого числа Маха полета  $M_{\text{макс доп}}$ ;

На высотах от 0 до 11 км скорость звука уменьшается от 340 м/с до 295 м/с. Значит, например, при  $M_{FC} = \text{const}$ ,  $V_{FC}$  также будет уменьшаться. На высотах от 11 до 20 км скорость звука постоянна, значит при  $M_{FC} = \text{const}$  и  $V_{FC} = \text{const}$ .

**Тяга, потребная для совершения ПГУП** есть лобовое сопротивление в ППП в силу условия  $P = X_{a \text{ гп}}$ .

Для ВС с квадратичной полярой лобовое сопротивление в ППП запишется так:

$$X_{a \text{ гп}} = X_{a0} + X_{ai} = (c_{xa0} + A c_{ya \text{ гп}}^2) q S = \left( c_{xa0} + A \left( \frac{mg}{qS} \right)^2 \right) q S = \\ = \frac{c_{xa0} \rho S}{2} V^2 + \frac{2A(mg)^2}{\rho S} \frac{1}{V^2}.$$

Первое слагаемое включает в себя профильное и волновое сопротивление и растет с ростом скорости полета пропорционально ее квадрату.

Второе слагаемое есть индуктивное сопротивление, уменьшающееся из-за падения  $c_{ya \text{ гп}}$  с ростом скорости обратно пропорционально ее квадрату.

Разнонаправленное движение составляющих лобового сопротивления в ППП приводит к появлению скорости, на которой  $X_{a \text{ гп}}$  минимально (рис. 4.3).

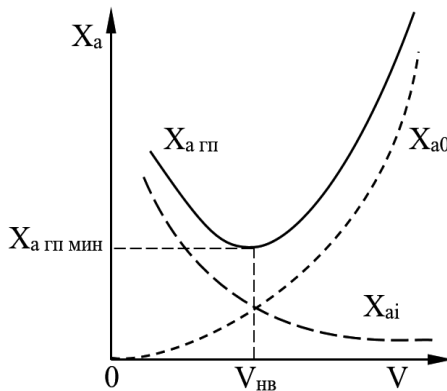


Рис. 4.3. Потребная для совершения ПГУП тяга или зависимость лобового сопротивления в ППП

Поскольку в ПГП:

$$K = \frac{Y_{a \text{ гп}}}{X_{a \text{ гп}}} = \frac{G}{X_{a \text{ гп}}},$$

то, при  $X_a = X_{a \text{ мин}}$  аэродинамическое качество будет максимальным:  $K = K_{\text{макс}}$ .

Скорость и угол атаки при которой в ПГП реализуется  $K = K_{\text{макс}}$  называют наивыгоднейшими и обозначают, соответственно,  $V_{\text{нв}}$  и  $\alpha_{\text{нв}}$ .

Зависимость лобового сопротивления в ПГП  $X_{a \text{ гп}}(V)$  называется кривой Н.Е. Жуковского. Т.к. в ПГУП  $P = X_{a \text{ гп}}$ , то эту кривую еще называют кривой потребной тяги:

$$P_{\text{п}} = X_{a \text{ гп}} = \frac{mg}{K}.$$

С увеличением высоты полета зависимость  $X_{a \text{ гп}}(V)$  будет сдвигаться параллельно самой себе вправо в сторону больших скоростей при неизменных минимальных значениях при  $M < M_{\text{кр}}$  и вправо и вверх при  $M > M_{\text{кр}}$ .

#### Диаграмма потребных и располагаемых тяг

Если кривую потребной тяги совместить с кривой располагаемой тяги, то получим диаграмму потребных и располагаемых тяг (рис. 4.4). В точках пересечения указанных кривых выполняется условие ПГУП:  $P = X_a$ . Соответствующие пересечению минимальная и максимальная скорости полета обозначаются  $V_{\text{мин} P}$  и  $V_{\text{макс} P}$ .

Диаграмма потребных и располагаемых тяг для заданной высоты полета определяет:

- диапазон скоростей, в котором возможен ПГП с постоянной скоростью (за счет дросселирования двигателей и уменьшения тяги  $P$ ), с разгоном и торможением:

$$V_{\text{мин} P} < V < V_{\text{макс} P};$$

- диапазон скоростей, в котором ПГП возможен только с торможением:

$$V < V_{\text{мин} P}, V > V_{\text{макс} P}.$$

#### Первые и вторые режимы полета

Условие устойчивости самолета по скорости записывается так:

$$\frac{\Delta X_{a \text{ гп}}}{\Delta V} > \frac{\Delta P}{\Delta V} \rightarrow X_a^V > P^V$$

Данное условие показывает, что, например, при случайном увеличении скорости в горизонтальном полете сопротивление будет расти быстрее, чем тяга. А это значит, что появится отрицательное ускорение:

$$\frac{dV}{dt} \approx \frac{P - X_{a \text{ гп}}}{m},$$

и скорость уменьшится т.е. самолет сам без вмешательства летчика в управление тягой перейдет к исходному режиму полета, которое, следовательно, можно определить как устойчивое по скорости. Граница, разделяющая устойчивые и неустойчивые по скорости режимы ПГП, примерно соответствует наивыгоднейшей скорости. Тогда на диаграмме потребных и располагаемых тяг для заданной высоты полета можно выделить (рис. 4.4):

- первые режимы полета – диапазон скоростей, в котором положение ВС по скорости устойчиво, соответствующие полету с  $V > V_{нв}$ ;
- вторые режимы полета – диапазон скоростей, в котором положение ВС по скорости неустойчиво, соответствующие полету с  $V < V_{нв}$ .

### Теоретический (статический) и практический потолок

Как было показано ранее, с увеличением высоты полета располагаемая тяга двигателей самолета уменьшается, а тяга потребная для совершения ПГУП или остается неизменной ( $M < M_{кр}$ ), или растет ( $M > M_{кр}$ ). При этом на больших высотах тяга практически постоянна по скорости полета. На некоторой высоте кривая располагаемой тяги двигателя только касается кривой потребной тяги, не пересекая ее (рис. 4.5). Эта высота называется статическим потолком.

Статический (теоретический) потолок – максимальная высота, на которой ВС может выполнять ПГУП.

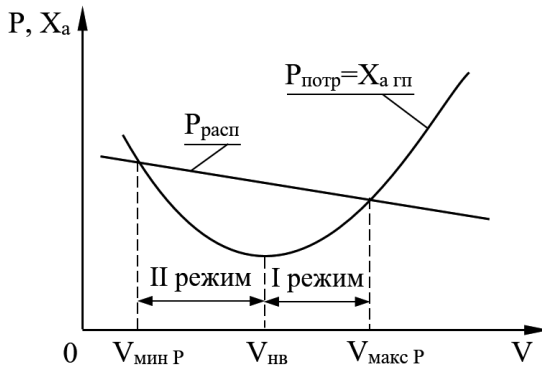


Рис. 4.4. Диаграмма потребной и располагаемой тяг

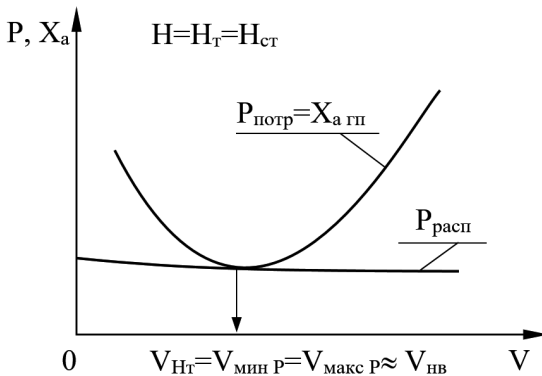


Рис. 4.5. Диаграмма потребной и располагаемой тяг для высоты статического потолка

Совершать устойчивый ПГУП на высоте статического потолка не позволяет отсутствие избытка тяги, необходимое для парирования возникающих возмущений, например, встречного порыва ветра. Поэтому вводят понятие практического потолка. Избыток тяги характеризует располагаемая вертикальная скорость набора высоты (скороподъемность)  $V_{y \text{ расп}}$ .

**Практический потолок** – максимальная высота, на которой ВС может совершать ПГУП и  $V_{y \text{ расп}}$  равен заданной величине. Обычно принимают:  $V_{y \text{ расп}} = 0.5 \text{ м/с}$  при  $M < 1$  и  $V_{y \text{ расп}} = 3.5 \text{ м/с}$  при  $M > 1$ . Заметим, что на высоте статического потолка  $V_{y \text{ расп}} = 0$ .

### 4.3. Эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета самолета МС-21

Зависимости потребных и располагаемых тяг (кривые Н.Е. Жуковского) на высотах 5 км и 10 км для самолета МС-21 представлены на рис. 4.6.

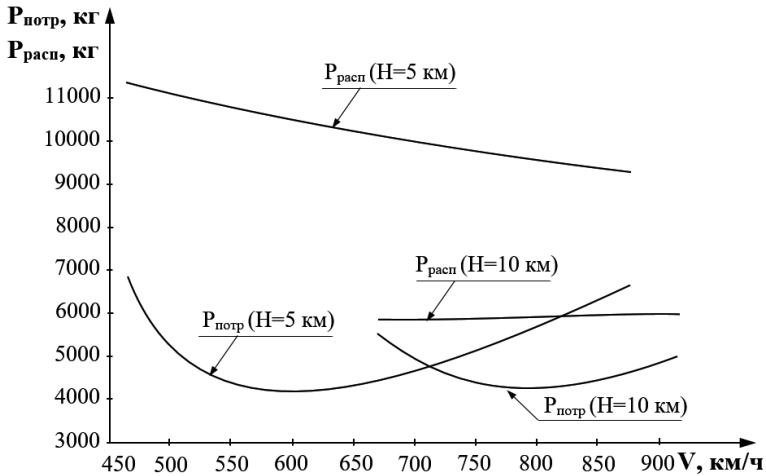


Рис. 4.6. Кривые потребных и располагаемых тяг самолета МС-21

Из представленных зависимостей следует:

- 1) на высоте  $H = 5 \text{ км}$  наибольший избыток тяги 6330 кг реализуется на скорости  $V_{\text{ист}} = 600 \text{ км/ч}$ ;
- 2) на высоте  $H = 10 \text{ км}$  наибольший избыток тяги 1615 кг реализуется на скорости  $V_{\text{ист}} = 800 \text{ км/ч}$ ;
- 3) возможности силовой установки на рассматриваемых высотах не ограничивают минимальную и максимальную разрешенную в эксплуатации скорости полета (рис. 4.7, рис. 4.9) – на любой из разрешенных в эксплуатации скоростей возможен прямолинейный горизонтальный полет с разгоном;



- 4) наимыгоднейшая скорость горизонтального полета на высоте  $H = 5$  км равна  $V_{\text{ист}} = 600 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$ , наимыгоднейший угол атаки равен  $\alpha_{\text{нв}} \approx 4^\circ$ ;
- 5) наимыгоднейшая скорость горизонтального полета на высоте  $H = 10$  км равна  $V_{\text{ист}} = 800 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$ , наимыгоднейший угол атаки равен  $\alpha_{\text{нв}} \approx 2,8^\circ$ .

Зависимости минимальных истинных скоростей полета, а именно:

- 1) скорости сваливания  $V_{\text{св}}$  или  $V_{\text{SR}}$ ;
- 2) скорости срабатывания предупреждения о приближении к скорости сваливания  $V_{\text{SW}}$ ;
- 3) минимальной допустимой в эксплуатации скорости полета  $V_{\text{мин, доп}}$  или  $V_{\text{мин}}^э$  от высоты полета для двух массы ВС представлены на рис. 4.7.

Из представленной зависимости следует:

- 1) минимальные скорости полета растут с увеличением высоты полета и массы ВС. Так, увеличение массы ВС с 45 т до 76 т приводит к увеличению скорости сваливания почти на 95 км/ч;
- 2) запас от разрешенной в эксплуатации минимальной скорости горизонтального полета до скорости срабатывания сигнализации составляет у земли примерно 40 км/ч, до скорости сваливания – примерно 55 км/ч.

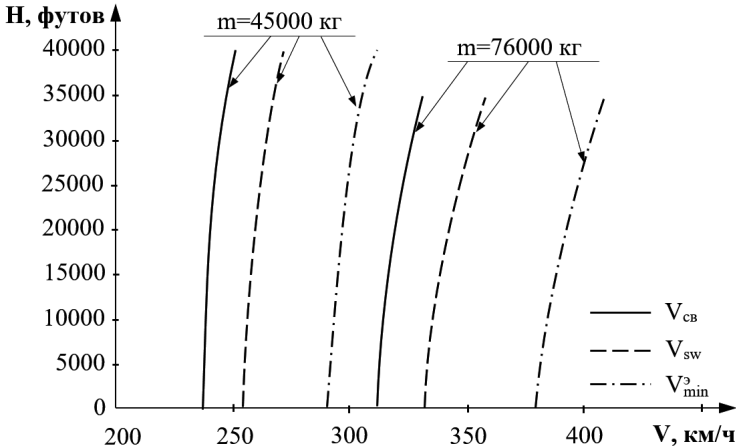


Рис. 4.7. Минимальные скорости полета самолета MC-21

Как отмечалось ранее, определяющее влияние на минимальные скорости полета оказывает текущая конфигурация ВС (взлетная, посадочная или крейсерская) и масса ВС. Углы отклонения закрылков и предкрылков для всех конфигураций ВС представлены в таблице 3.1. На рис. 4.8 представлена зависимость скорости сваливания от полетной массы для различных конфигураций ВС.

Из представленной зависимости следует:

- 1) с увеличением массы ВС скорость сваливания растет от 110 узлов (204 км/ч) при  $m=50$  т до 136 узлов (250 км/ч) при  $m=75$ т;

- 2) отклонение закрылков на  $10^\circ$  обеспечивает уменьшение скорости сваливания со 110 узлов (204 км/ч) до примерно 100 узлов (185 км/ч) при  $m=50$  т.

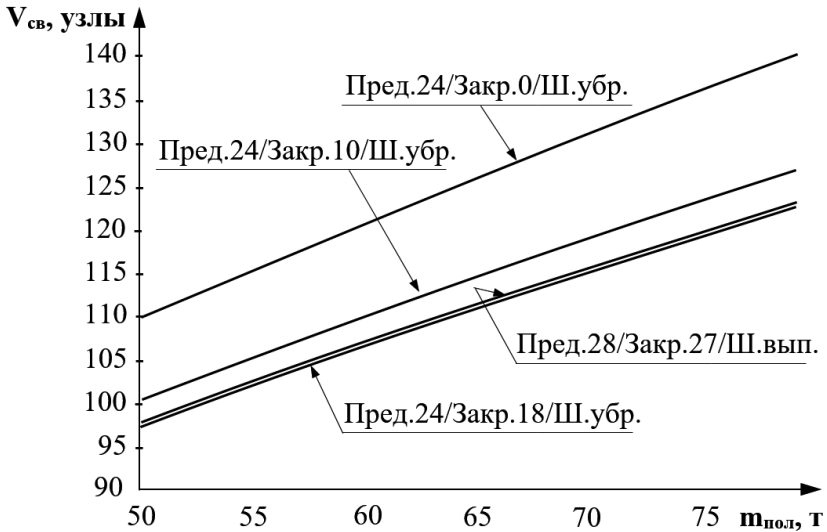


Рис. 4.8. Влияние механизации и шасси на скорость сваливания самолета МС-21

Эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета самолета МС-21 в координатах высота – число Маха полета представлен на рис. 4.9.

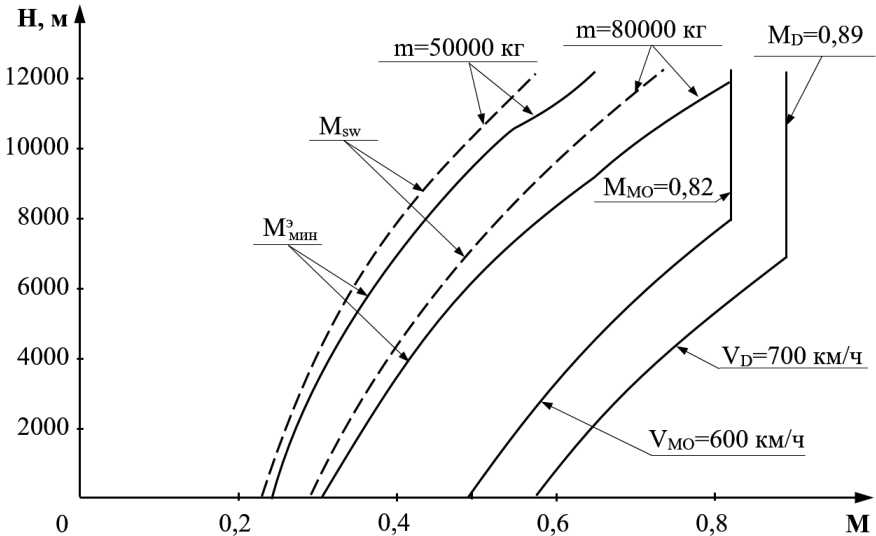


Рис. 4.9. Эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета самолета МС-21

Эксплуатационный диапазон высот и скоростей полета самолета МС-21 ограничен:

- слева минимальным разрешенным в эксплуатации числом Маха полета  $M_{\min}^{\text{р}}$ , возрастающим с ростом высоты и массы ВС. Для наглядности на диапазоне показана зависимость числа Маха  $M_{SW}$  срабатывания предупреждение о приближении к скорости сваливания;
- справа максимальным разрешенным в эксплуатации числом Маха полета  $M_{MO}$ , который до высоты около 8 км ограничен величиной максимального допустимого в эксплуатации скоростного напора ( $\sim 17000$  Па), а на больших высотах – максимально допустимым в эксплуатации числом Маха  $M_{MO} = 0,82$  по условиям обеспечения продольной устойчивости и управляемости. Для наглядности на диапазоне показана зависимость расчетного предельного числа Маха полета  $M_D$ , который до высот около 7 км ограничен величиной максимально допустимого скоростного напора ( $\sim 23000$  Па), а на больших высотах – максимально допустимым числом Маха  $M_D = 0,89$ . Достигать число Маха  $M_D$  в полете при нормальной эксплуатации запрещено. В экстренных случаях, например, при аварийном снижении ВС может достигнуть  $M_D$  [6].

Практический потолок самолета МС-21 составляет  $H_{\text{пр}} = 12190$  м и устанавливается исходя из обеспечения скороподъемности при постоянной скорости набора высоты  $V_y = 2,55$  м/с.

## 5. НАБОР ВЫСОТЫ И СНИЖЕНИЕ

### 5.1. Схема сил, уравнения и условия движения самолета в прямолинейном наклонном полете

Набор высоты и снижение будем рассматривать при условии постоянства угла наклона траектории т.е. как прямолинейный наклонный полет (ПНП).

Кинематические условия ПНП выглядят так:

- условие полета в наклонной плоскости:  
 $\theta \neq 0$ ;
- условие прямолинейного полета:  
 $\frac{d\theta}{dt} = 0, \frac{d\Psi}{dt} = 0$ ;
- условие установившегося полета:  
 $\frac{dV}{dt} = 0$ .

С учетом указанных условий уравнения динамики материальной точки, определяющие величину и направление вектора абсолютной скорости, трансформируются в соотношения сил, обеспечивающих прямолинейный наклонный установившийся полет (ПНУП):

- условие установившегося ПНП:

$$m \frac{dV}{dt} = 0 = P - X_a - G \sin \theta \rightarrow P = X_a + G \sin \theta \rightarrow n_{xa} = \sin \theta;$$

- условия ПНП:

$$-mV \cos \theta \frac{d\Psi}{dt} = 0 = Y_a \sin \gamma_a \rightarrow \sin \gamma_a = 0 \rightarrow \gamma_a = 0 \text{ (или } 180^\circ \text{)};$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = 0 = Y_a \cos \theta - G \cos \theta \rightarrow Y_a = G \cos \theta.$$

Схема сил в ПНУП представлена на рис. 5.1.

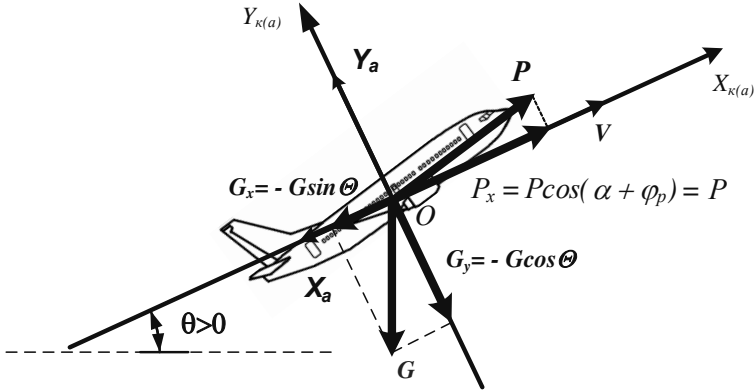


Рис. 5.1. Схема сил в ПНУП

Заметим, что:

$$\sin\theta_{\max} \approx \theta_{\max} = \frac{P - X_a}{G}.$$

Значит максимальный угол ПНУП реализуется при максимальном избытке тяги:

$$\Delta P_{\max} = (P - X_a)_{\max}.$$

Максимальный избыток тяги для ТРДД реализуется на скоростях, близких к наивыгоднейшей:

$$V_{\theta_{\max}} \approx V_{\text{нв}}.$$

Максимальная скорость набора высоты  $V_{y_{\max}}$  в ПНУП (максимальная скороподъемность) реализуется на скоростях, соответствующих максимальному избытку мощности. Для ТРДД:

$$V_{y_{\max}} > V_{\text{нв}}.$$

Лобовое сопротивление в ПНП:

$$X_{\text{анп}} = X_{\text{ао нп}} + X_{\text{аи нп}}.$$

Учитывая, что:

$$X_{\text{ао нп}} = X_{\text{ао гп}},$$

$$\begin{aligned} X_{\text{аи нп}} &= A c_{y\alpha_{\text{нп}}}^2 q S = A \left( \frac{G \cos\theta}{q S} \right)^2 q S = A c_{y\alpha_{\text{гп}}}^2 (\cos\theta)^2 q S = \\ &= X_{\text{аи гп}} (\cos\theta)^2, \end{aligned}$$

получаем:

$$X_{\text{анп}} = X_{\text{ао гп}} + X_{\text{аи гп}} (\cos\theta)^2.$$

Таким образом, в ПНП в отличие о ПГП:

- 1) подъемная сила, необходимая для совершения ПНП, меньше подъемной силы, необходимой для совершения ПГП т.е меньше силы тяжести;
- 2) нормальная скоростная перегрузка, необходимая для совершения ПНП, меньше нормальной скоростной перегрузки, необходимой для совершения ПГП т.е меньше 1;
- 3) индуктивное сопротивление в ПНП меньше в  $(\cos\theta)^2$  раз индуктивного сопротивления в ПГП;
- 4) потребная для совершения ПНУП тяга отличается от тяги, потребной для совершения ПУГП на величину  $G \cos\theta$ : составляющая силы тяжести уменьшает скорость ВС в наборе высоты и разгоняет ВС в снижении.

## 5.2. Диаграмма потребных и располагаемых тяг в прямолинейном наклонном установившемся полете

Диаграмму потребных и располагаемых тяг ПНУП получают перемещением кривой потребной тяги на диаграмме потребных и располагаемых тяг ПГУП вверх (при наборе высоты) или вниз (при снижении) на величину  $G \sin\theta$  (рис. 5.2).

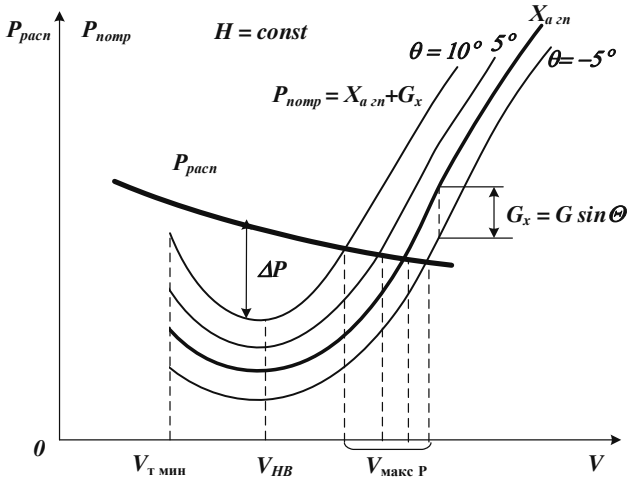


Рис. 5.2. Построение кривых Н.Е. Жуковского в ПНУП

### Планирование ВС

Планирование – это снижение ВС при отсутствии тяги.

Угол снижения при планировании:

$$\operatorname{tg} \theta = -\frac{1}{K}.$$

Дальность полета при планировании с постоянной скоростью можно определить так (рис. 5.3):

$$L = -\frac{H}{\operatorname{tg} \theta}.$$

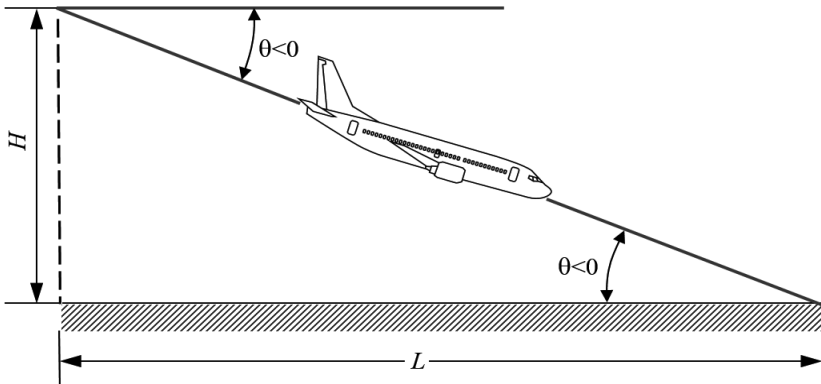


Рис. 5.3. К определению дальности планирования.

При углах снижения до  $15^\circ$ :

$$\operatorname{tg} \theta \approx \theta = -\frac{1}{K}.$$

Откуда:

$$L = HK.$$

Из полученного соотношения следует, что максимальная дальность планирования будет достигаться при полете с максимальным аэродинамическим качеством  $K = K_{\text{макс}}$ , а значит на наивыгоднейшей скорости и с наивыгоднейшим углом атаки:

$$V = V_{\text{нв}}, \alpha = \alpha_{\text{нв}}.$$

### 5.3. Характеристики набора высоты и снижения самолета МС-21

Располагаемые вертикальные скорости установившегося набора высоты на высоте 10670 м (35000 футов) самолета МС-21 составляют:

- для взлетной массы  $m_{\text{взл}} = 74250$  кг  $V_y = 4,1$  м/с;
- для максимальной взлетной массы  $m_{\text{взл}} = 79250$  кг  $V_y = 3,05$  м/с.

Набор высоты с вертикальной скоростью менее 2,55 м/с для самолета МС-21 ограничен по экономическим соображениям. Исходя из этого максимальная высота, разрешенная в эксплуатации т.е. высота практического потолка, ограничена величиной  $H_{\text{пр}} = 12190$  м.

Набор высоты для различных профилей полета одинаков и выполняется в следующей последовательности:

- 1) после завершения этапа взлета и разгона до скорости  $V_{\text{FTO}}$  происходит дальнейший разгон до скорости 465 км/ч (250 узлов);
- 2) набор высоты 3050 м (10000 футов) на скорости 465 км/ч (250 узлов);
- 3) разгон до скорости 500 км/ч;
- 4) набор высоты до момента, когда число Маха станет равным числу  $M = 0,8$  (примерно 10000 м);
- 5) дальнейший набор высоты со скоростью, соответствующей числу  $M = 0,8$  до высоты крейсерского эшелона  $H = 10670$  м.

Для набора высоты  $H = 10000$  м самолет МС-21 затрачивает 21 мин и 1486 кг топлива, пролетая 260 км. С увеличением температуры окружающего воздуха, взлетная масса и при отказе одного двигателя характеристики набора высоты ухудшаются – время набора высоты, расход топлива и пройденное расстояние растут.

## 6. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

### 6.1. Часовой и километровый расходы топлива

Дальностью полета называется расстояние, измеренное по земной поверхности, которое может пролететь ВС, расходуя определенный запас топлива.

Техническая дальность полета – максимальная дальность полета ВС в стандартных атмосферных условиях при безветрии с полным расходом топлива.

Практическая дальность полета – дальность полета ВС с заданной полезной нагрузкой по указанному профилю полета в реальных метеоусловиях с учетом расхода топлива на земле, невырабатываемого остатка, а также иных, требуемых нормативной документацией, запасов топлива.

Продолжительность полета – время от момента начала разбега на взлете до момента окончания пробега при посадке.

Дальность и продолжительность полета определяются величиной располагаемого запаса топлива, выбором режима полета самолета, а также часовым и километровым расходами топлива.

Часовой расход топлива – количество топлива в кг расходуемое за 1 час полета  $q_{\text{ч}}$  (кг/ч):

$$q_{\text{ч}} = \frac{\Delta m_{\text{T}}}{\Delta t_{\text{ч}}} = c_{\text{уд}} P,$$

где

$$c_{\text{уд}} \left[ \frac{\text{КГ}}{\text{Н} \cdot \text{ч}} \right]$$

есть удельный расход топлива т.е. количество топлива в кг, расходуемое на создание 1Н тяги в час:

Продолжительность полета  $t_{\text{п}}$  при изменении массы самолета от  $m_{\text{н}}$  до  $m_{\text{к}}$  рассчитывается так:

$$t_{\text{п}} = - \int_{m_{\text{н}}}^{m_{\text{к}}} \frac{dm}{q_{\text{ч}}} = \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{dm}{q_{\text{ч}}} = \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{dm}{c_{\text{уд}} P}.$$

Километровый расход топлива – количество топлива в кг расходуемое на 1 км пути  $q_{\text{км}}$  (кг/км):

$$q_{\text{км}} = \frac{\Delta m_{\text{T}}}{\Delta L} = \frac{\Delta m_{\text{T}}}{\Delta L \frac{\Delta t_{\text{ч}}}{\Delta L}} = \frac{\Delta m_{\text{T}}}{\Delta t_{\text{ч}}} \frac{\Delta L}{\Delta L} = \frac{q_{\text{ч}}}{V [\text{КМ/Ч}]} = \frac{c_{\text{уд}} P}{V [\text{КМ/Ч}]} = \frac{c_{\text{уд}} P}{3,6 V [\text{М/С}]} \left[ \frac{\text{КГ}}{\text{КМ}} \right].$$

Дальность полета  $L_{\text{п}}$  при изменении массы самолета от начальной  $m_{\text{н}}$  до конечной  $m_{\text{к}}$  рассчитывается так:

$$L_{\text{п}} = - \int_{m_{\text{н}}}^{m_{\text{к}}} \frac{dm}{q_{\text{км}}} = \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{dm}{q_{\text{км}}} = \int_{m_{\text{к}}}^{m_{\text{н}}} \frac{3,6V}{c_{\text{уд}} P} dm.$$



## 6.2. Режим полета на максимальную продолжительность

Будем рассматривать режим прямолинейного горизонтального установившегося полета (ПГУП). В этом случае:

- 1)  $P = X_a$  – условие установившегося полета.
- 2)  $Y_a = mg$  – условие горизонтального полета.

Тогда

$$K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{mg}{P} \rightarrow P = \frac{mg}{K}.$$

Откуда:

$$q_{\text{ч}} = c_{\text{уд}} P = c_{\text{уд}} \frac{mg}{K}.$$

Следовательно, часовой расход топлива в ПГУП будет минимален при минимальном удельном расходе топлива и максимальном аэродинамическом качестве.

Максимальное аэродинамическое качество в ПГУП реализуется при полете с наивыгоднейшей скоростью.

Минимальный удельный расход турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) реализуется на крейсерском режиме его работы (рис. 6.1) на высотах более 11 км (до 11 км температура воздуха падает, что уменьшает  $c_{\text{уд}}$ ) (рис. 6.2).

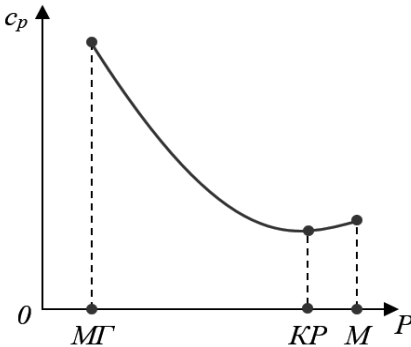


Рис. 6.1. Влияние режима работы двигателя на удельный расход

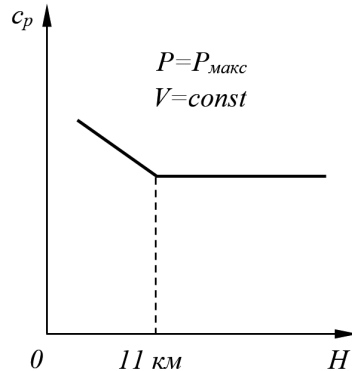


Рис. 6.2. Влияние высоты полета на удельный расход

При полете на высоте статического потолка и скорости  $V = V_{\text{НВ}}$  ВС реализует максимальную располагаемую тягу. Минимальное лобовое сопротивление реализуется в ПГУП также на наивыгоднейшей скорости и или падает с уменьшением высоты полета (при  $M > M_{\text{кр}}$ ), или остается постоянным (при  $M < M_{\text{кр}}$ ). Поэтому минимальный часовой расход топлива будет достигаться при полете с  $V = V_{\text{НВ}}$  на высоте несколько ниже высоты статического потолка с тем, чтобы рост располагаемой тяги при снижении обеспечил необходимость дросселирования двигателя до крейсерского режима с учетом обеспечения условия  $P = X_a$ . Экономия топлива при полете на режиме

максимальной продолжительности может достигать 15...20% по сравнению с полетом у земли.

### 6.3. Режим полета на максимальную дальность. Полет по потолкам

Запишем выражение для километрового расхода топлива в ПГУП, используя условие установившегося полета  $P = X_{a\text{гп}}$ :

$$q_{\text{км}} = c_{\text{уд}} \frac{P}{V} = c_{\text{уд}} \frac{X_{a\text{гп}}}{V}.$$

Следовательно, километровый расход топлива, как и часовой расход, в ПГУП будет минимален при минимальном удельном расходе топлива. Однако, в отличие от часового расхода, не при максимальном аэродинамическом качестве, а при минимальном отношении:

$$\frac{X_{a\text{гп}}}{V} \rightarrow \min.$$

Скорость, при которой указанное отношение минимально называется крейсерской  $V_{\text{кр}}$ . Крейсерскую скорость можно получить, проведя касательную из начал координат к кривой потребной тяги (рис. 6.3). Как следует из рис. 6.3 крейсерская скорость больше наимыгоднейшей.

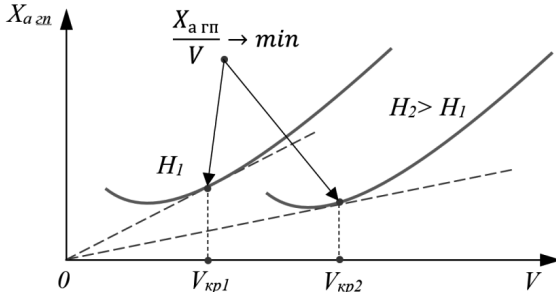


Рис. 6.3. К определению крейсерской скорости полета

Таким образом, минимальный километровый расход топлива будет достигаться при полете с  $V = V_{\text{кр}}$  на высоте несколько ниже высоты статического потолка с тем, чтобы рост располагаемой тяги при снижении обеспечил необходимость дросселирования двигателя до крейсерского режима с учетом обеспечения условия  $P = X_a$ . Экономия топлива при полете на режиме максимальной продолжительности может достигать 100...150% по сравнению с полетом у земли [7].

По мере выгорания топлива и уменьшения веса самолета высота статического потолка увеличивается. Следовательно, увеличивается и оптимальная высота полета на дальность. В итоге лучшим при полете на дальность будет профиль полета с постепенным набором высоты. Такой полет называют полетом по потолкам. Для его реализации летчику необходимо во время полета выдерживать неизменными угол атаки, число Маха и режим работы двигателя.

Такой режим используется для достижения максимальной дальности полета военных самолетов. Для гражданских самолетов использование режима полета по потолкам заключается в последовательной ступенчатой смене эшелонов. Возможно выполнение двух, трех и более участков горизонтального полета с увеличением высоты эшелонов полета по мере сгорания топлива. Полет «по потолкам» на высотах, соответствующих минимальному расходу топлива, может использоваться также в особых случаях (например, при отказе двигателя), когда по согласованию со службой УВД получено разрешение на полет без выдерживания заданных эшелонов.

#### 6.4. Запас топлива на полет

Запас топлива на полет должен обеспечить перелет ВС по заданному маршруту с учетом возможного изменения условий полета, ожидания при посадке, ухода на второй круг и запасной аэродром, а также дополнительных требований командира ВС и полетного диспетчера.

Поскольку с увеличением запаса топлива на борту растет масса ВС, а значит часовой и километровой расходы топлива, то для снижения расходов авиакомпаний выгодно уменьшение запаса топлива на борту. В тоже время недостаточный запас топлива может стать причиной летных происшествий. Поэтому актуальной является задача определения оптимального запаса топлива на борту.

Запас топлива определяется требованиями нормативной документации и включает:

##### 1. Основной запас топлива:

- 1.1. Топливо на запуск двигателей, руление, работу вспомогательной силовой установки (Taxi Out Fuel).
- 1.2. Топливо для полета по маршруту с момента взлета до посадки на аэродроме пункта назначения с учетом эксплуатационных условий (Trip Fuel).
- 1.3. Топливо на случай возникновения непредвиденных обстоятельств: изменения маршрута, обхода опасных метеоявлений, ожидания на аэродроме назначения и т.п. (Contingency Fuel). Определяется как большее из:
  - 5% от топлива для полета по маршруту;
  - 20 минут полета с  $q_{ч\text{ ср}}$ .
- 1.4. Топливо для полета до запасного аэродрома (Alternate Fuel).
- 1.5. Топливо для полета в режиме ожидания (для ВС с ТРДД  $m = m_{\text{пос}}$ ;  $t_{\text{ож}}=30$  мин;  $H = 450$  м) (Final Reserve Fuel).

##### 2. Дополнительный запас топлива:

- 2.1. Дополнительное топливо по решению командира ВС или полетного диспетчера (например, для уменьшения или исключения заправки в аэропорту назначения) (Extra Fuel).

- 2.2. Дополнительное топливо на полет в зоне ожидания аэродрома назначения (прибытие в часы пик,) ( $t_{ож}=10\text{мин}$ ;  $H = 1500\text{м}$ ) (HOLD-DEST).
- 2.3. Дополнительное топливо на полет в зоне ожидания аэродрома назначения при наличии соответствующего извещения NOTAM ( $t_{ож}=t_{NOTAM}$ ;  $H = 450\text{ м}$ ) (HOLD-ALTN).

### 6.5. Характеристики дальности и продолжительности полета самолета МС-21

Зависимости часового расхода топлива самолета МС-21 в горизонтальном полете на высоте  $H = 500\text{ м}$  в стандартных атмосферных условиях от числа Маха полета для различных полетных масс представлена на рис. 6.4.

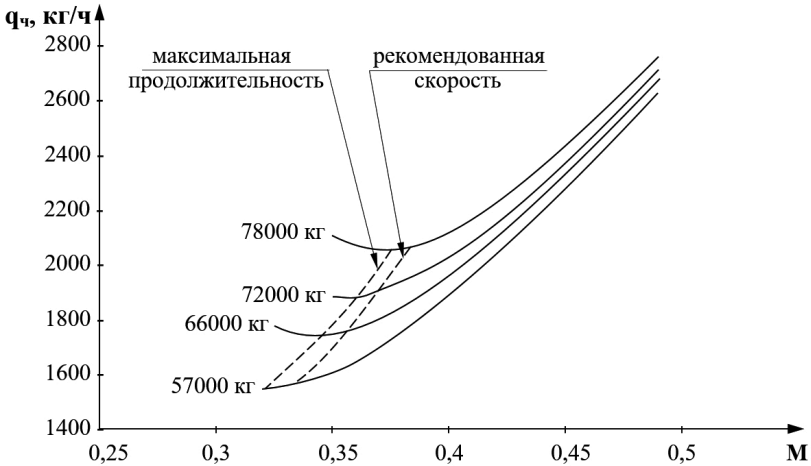


Рис. 6.4. Зависимость часового расхода топлива самолета МС-21

Из представленных зависимостей следует:

- 1) увеличение полетной массы приводит к увеличению часового расхода топлива  $q_ч$ . Так например, увеличение полетной массы на 40% с 57000 кг до 78000 кг приводит к увеличению  $q_ч$  с 1550 кг/ч до 2050 кг/ч или на 32 %;
- 2) минимальное значение часового расхода топлива реализуется на наивыгоднейшей скорости  $V_{нв} = 390\text{ км/ч}$  для полетной массы 57000 кг и  $V_{нв} = 450\text{ км/ч}$  для полетной массы 66000 кг. Поскольку наивыгоднейшая скорость является границей первых (устойчивых по скорости) и вторых (неустойчивых по скорости) режимов полета, в эксплуатации в качестве скорости, рекомендованной для реализации режимов полета на максимальную дальность, принимается скорость несколько превышающая наивыгоднейшую, но принадлежащая области устойчивых по скорости режимов полета.

Профиль полета самолета МС-21 на дальность 5200 км (рис. 6.5) включает следующие этапы:

- 1) взлет, разгон до скорости 465 км/ч (250 узлов);
- 2) набор на этой скорости высоты 3050 м (10000 футов);
- 3) разгон до скорости 500 км/ч;
- 4) набор высоты, на которой осуществляется дальнейший набор высоты со скоростью, соответствующей числу  $M = 0,78$  до высоты крейсерского эшелона  $H = 10670$  м.

Полет на заданную дальность выполняется на высоте крейсерского эшелона с числом  $M_{\text{крейс}} = 0,8$ , обеспечивающим минимальные километровые расходы топлива. Такой режим называется режимом дальнего крейсерования. По мере выгорания топлива и уменьшения полетной массы на 10800 кг, происходит увеличение высоты эшелона до 11280 м (37000 футов). Основные характеристики этапов полета на дальность 5200 км приведены в таблице 6.1.

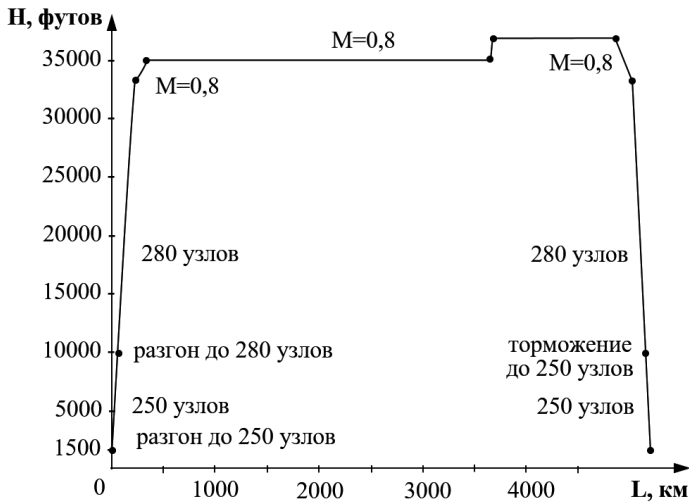


Рис. 6.5. Профиль полета на дальность 5200 км самолета МС-21

Таблица 6.1

Этап полета	Расход топлива, кг	Дальность, км	Время
Взлет	173	-	1,7мин
Набор высоты	1486	260	21,5мин
Крейсерский полет $H_{\text{крейс} 1}$	9187	3397	3ч. 58мин
Набор высоты	108	32	2,2мин
Крейсерский полет $H_{\text{крейс} 2}$	3259	1303	1ч. 32мин
Снижение	185	208	19,3мин
Посадка	165	-	5,6мин
Резервный запас топлива	3187	-	-
ВСЕГО:	17750	5200	6ч. 21мин

Из представленных в таблице 6.1 данных следует, что самолету МС-21 с максимальной взлетной массой 79250 кг, с заправкой в 17750 кг и с коммерческой загрузкой 18100 кг для полета на расстояние в 5200 км потребуется 14500 кг топлива. Длительность полета составит 6 ч 21 мин. Из общего расхода топлива на полет на взлет, набор высоты эшелона будет израсходовано 9% от общего запаса топлива, на снижение и посадку – 2%, на крейсерский участок полета – 71% топлива. 18% топлива составит резервный запас топлива. Изменение относительных затрат топлива по этапам полета в зависимости от дальности полета, приведены в таблице 6.2.

Таблица 6.2

Дальность	Взлет, набор высоты	Крейсерский полет	Снижение, посадка	Резервный запас топлива
926 км	24	22	7	47
1852 км	18	44	4	34
2500 км	14	54	3	29
3500 км	12	65	3	23
5200 км	9	71	2	18

Зависимость коммерческой нагрузки от дальности полета для различных взлетных масс самолета МС-21 приведена на рис. 6.6. Диаграмма построена при следующих ограничениях:

- 1) максимальная коммерческая нагрузка  $m_{\text{комм.макс}}$  самолета МС-21 составляет 22600 кг;
- 2) максимальное количество заправляемого топлива  $m_{\text{т.макс}}$  самолета МС-21 составляет 20400 кг;
- 3) максимальная взлетная масса  $m_{\text{взл.макс}}$  самолета МС-21 составляет 79250 кг.

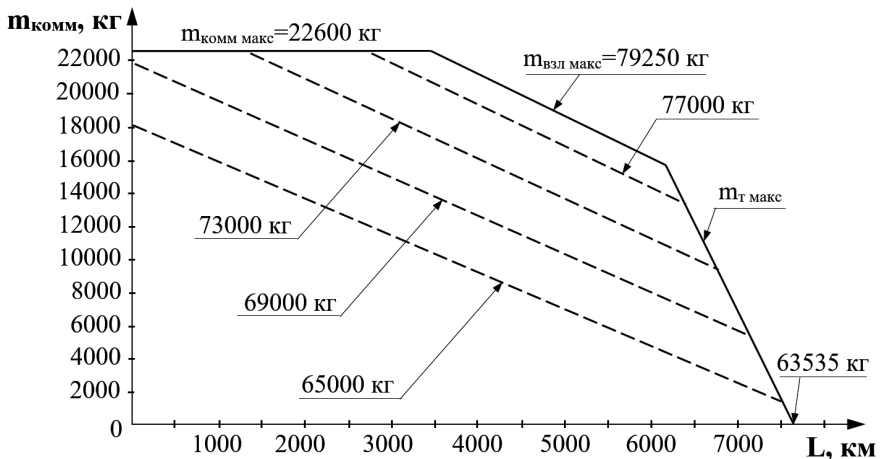


Рис. 6.6. Диаграмма «Коммерческая нагрузка – дальность полета»

## 7. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

### 7.1. Основные этапы и параметры взлета самолета

Взлет – это этап полета от момента старта ВС во взлетной конфигурации на взлетно-посадочной полосе (ВПП) до момента, когда:

- 1) высота полета ВС не менее  $H=457\text{м}$  (1500 футов);
- 2) скорость ВС обеспечивает безопасное продолжение полета даже при отказе одного двигателя:  $V > V_{FTO}$  – Final Take-Off Speed;
- 3) конфигурация крейсерская.

Основные этапы взлета (рис. 7.1):

- 1) набор высоты стандартного препятствия:
  - разбег на всех опорах;
  - разбег на основных опорах с последовательным:
    - отрывом передней опоры на скорости  $V > V_R$ ;
    - отрывом ВС на скорости  $V > V_{LOF}$ . После отрыва ВС, как правило, начинается уборка шасси;
  - набор высоты стандартного препятствия  $H=10,7\text{ м}$  (35 футов) с разгоном до скорости  $V \geq V_2$ ;
- 2) набор высоты  $H = 122\text{м}$  (400 футов) со скоростью не менее  $V \geq V_2$ . При  $H \geq 122\text{ м}$  разрешена уборка механизации;
- 3) набор высоты не менее  $H = 457\text{м}$  (1500 футов) и скорости не менее  $V_{FTO}$  с уборкой механизации. Располагаемый полный градиент набора высоты в любой точке этого этапа должен быть не менее заданного – для ВС с двухдвигательной силовой установкой не менее  $\eta=1.2\%$  ( $\theta=0.69^\circ$ ).

Уборка механизации (переход в крейсерскую конфигурацию) зависит от принятой в авиакомпании процедуры вылета, типа ВС и производится, как правило, на высотах от 240 до 900 м.

На профиль взлета кроме этого влияют требования по шуму:

- существуют профили взлета, уменьшающие шум вблизи аэродрома за счет максимально быстрого перехода на пониженную тягу (рис. 7.2);
- существуют профили взлета, уменьшающие шум на удалении от аэродрома за счет максимально быстрого завершения взлета и переход к набору высоты (рис. 7.3).

**Основные параметры взлета:**

- 1) Длина разбега – расстояние от точки старта до точки отрыва ВС от ВПП.
- 2) Дистанция взлета – расстояние от точки старта до точки прохождения ВС высоты стандартного препятствия  $H_{ст}=10,7\text{м}$  (35 футов).
- 3)  $V_R$  – скорость подъема передней опоры.
- 4)  $V_{LOF}$  Liftoff Speed ( $V_{отр}$ ) – скорость отрыва.
- 5)  $V_{EF}$  – скорость отказа критического двигателя на взлете.
- 6)  $V_1$  – скорость принятия решения т.е. максимальная скорость при взлете, на которой пилот должен предпринять первое действие (например, применить тормоза, уменьшить тягу, отклонить тормозные щитки) для остановки самолета в пределах дистанции прерванного взлета.

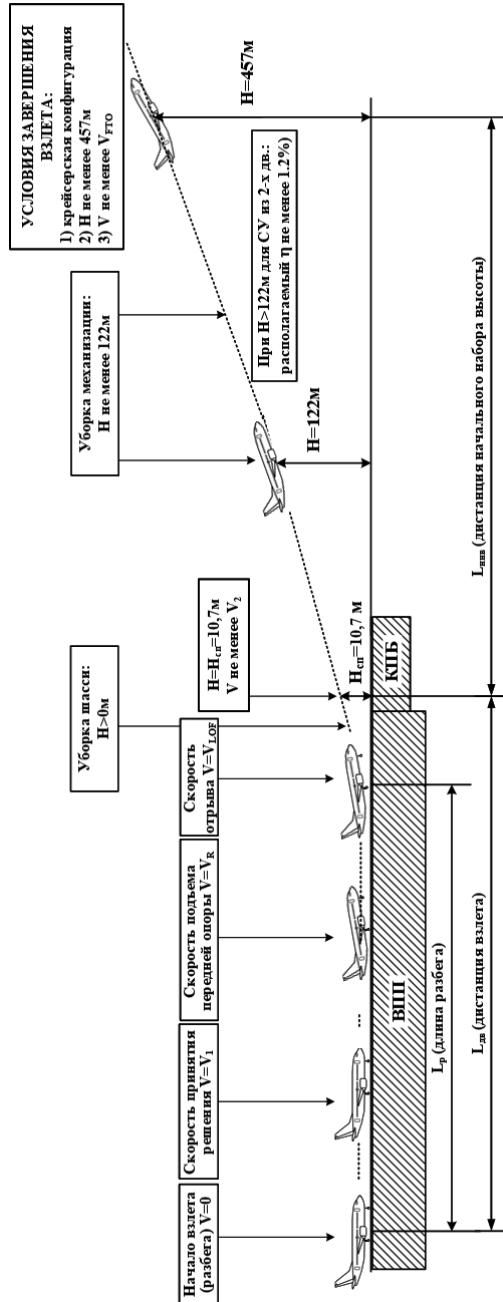


Рис. 7.1. Основные этапы взлета ВС





Рис. 7.2. Пример профиля взлета, уменьшающий шум вблизи аэродрома

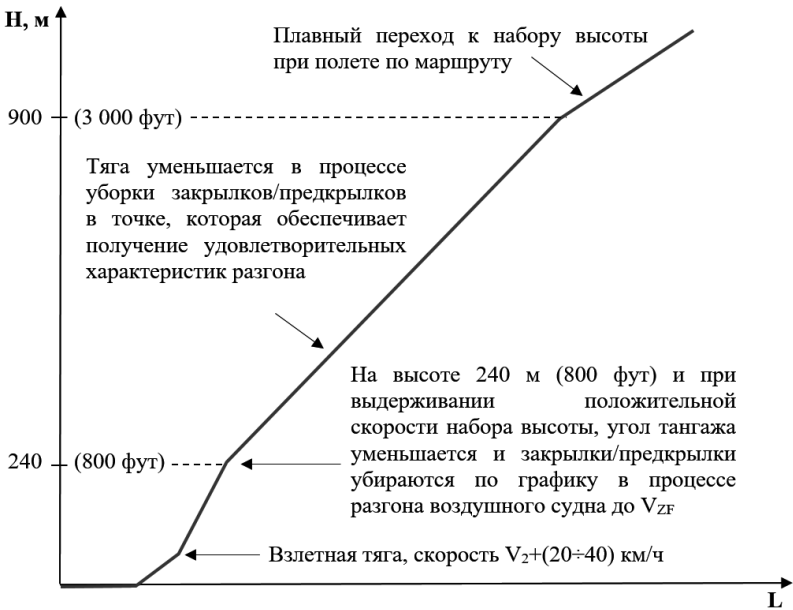


Рис. 7.3. Пример профиля взлета, уменьшающий шум на удалении от аэродрома

Скорость  $V_1$  также является минимальной скоростью на взлете, на которой пилот может продолжить взлет после отказа критического двигателя на скорости  $V_{EF}$  и достичь требуемой высоты над поверхностью взлета в пределах потребной дистанции взлета.

- 7)  $V_2$  – безопасная скорость взлета, которая должна быть достигнута до высоты стандартного препятствия  $H_{ст}=10,7\text{м}$  (35 футов).
- 8)  $V_{FTO}$  (Final Takeoff Speed) – конечная скорость взлета или скорость ВС в конце траектории взлета при крейсерской конфигурации с одним неработающим двигателем.
- 9) Градиент набора высоты  $\eta = \text{tg}(\theta) \cdot 100\%$ .

Требования к характеристикам взлета (характерным скоростям, высотам, дистанциям, градиентам набора высоты на воздушных участках взлета и т.п.) при различных условиях (состоянии ВПП, количестве двигателей, наличии отказа одного из двигателей и т.п.) изложены в НЛГ-25 [8].

## 7.2. Схема сил, уравнения движения на взлете

Схема сил, действующих на ВС при разбеге представлена на рис. 7.4.

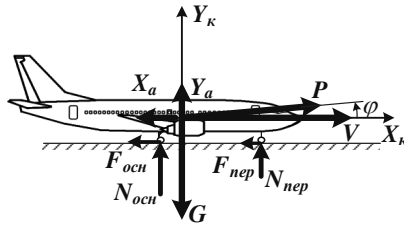


Рис. 7.4. Схема сил, действующих на самолет при разбеге

Уравнения движения на разбеге имеют вид:

$$mV \frac{d\theta}{dt} = P \sin \alpha + Y_a - G + N \approx Y_a - G + N = 0 \rightarrow N = N_{осн} + N_{пер} = G - Y_a;$$

$$m \frac{dV}{dt} = P \cos \alpha - X_a - F_{тр} \approx P - X_a - f(G - Y_a);$$

$$\frac{dx_g}{dt} = \frac{dL}{dt} = V,$$

где  $f$  – коэффициент трения качения. Значение коэффициентов трения качения для ВПП с различным покрытием представлено в таблице 7.1.

Условие отрыва ВС от ВПП при взлете соответствует равенству сил:

$$Y_a = G.$$

Откуда можно найти выражение для скорости, обеспечивающей отрыв самолета от ВПП при взлете:

$$V_{отр} = V_{LOF} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{ya\text{ отр}} \rho S}}.$$

Таблица 7.1.

Тип покрытия ВПП	$f$
Сухое бетонное покрытие с заделкой швов или асфальтовое покрытие в хорошем состоянии	0,02
Сухое бетонное покрытие с не заделанными швами и местными неровностями	0,03 – 0,04
Мокрое бетонное покрытие, ровное грунтовое поле с утоптаным травяным покровом, хорошо укатанный снег	0,04 – 0,05
Грунтовое поле с небольшой травой, талый снег толщиной 10 мм – 12 мм на твердом основании	0,05 – 0,06
Грунтовое поле с высокой травой, плохо укатанный снег	0,06 – 0,07
Грунтовое поле с сухими кочками и невысокой травой	0,07 – 0,09
Мягкий грунт (удельная прочность 60 Н/м <sup>2</sup> – 100 Н/м <sup>2</sup> )	0,07 – 0,10
Хорошо уплотненный снег плотностью 0,45 г/см <sup>3</sup> – 0,60 г/см <sup>3</sup>	0,08 – 0,10
Хорошо уплотненный снег плотностью 0,25 г/см <sup>3</sup> – 0,35 г/см <sup>3</sup>	0,15 – 0,20
Вязкий грунт (раскисший чернозем или суглинок)	0,15 – 0,20
Ровный мерзлый грунт без дернового покрова	0,05 – 0,15
Ровный мерзлый грунт с оттаявшим верхним слоем	0,15 – 0,30 и более
Твердое покрытие со слоем рыхлого, сухого снега	0,20
Твердое покрытие со слоем рыхлого, влажного и мокрого снега	0,30

Длину разбега можно рассчитать так:

$$\frac{dL}{dt} = V \Rightarrow dL = V dt = \frac{V}{j_x} dV \Rightarrow L_p = \int_0^{V_{отр}} \frac{V}{j_x} dV.$$

Если подставить в полученное выражение для длины разбега усредненное значение ускорения на разбеге  $j_{x\text{ ср}}$ , то получим:

$$L_p = \int_0^{V_{отр}} \frac{V}{j_{x\text{ ср}}} dV = \frac{1}{j_{x\text{ ср}}} \int_0^{V_{отр}} V dV = \frac{V_{отр}^2}{2j_{x\text{ ср}}}.$$

Откуда время разбега:

$$dt = \frac{dV}{j_x} \Rightarrow t_p = \int_0^{V_{отр}} \frac{V}{j_{x\text{ ср}}} dt = \frac{V_{отр}}{j_{x\text{ ср}}}.$$

Из полученных выражений в частности следует, что уменьшить длину и время разбега можно за счет снижения скорости отрыва и увеличения ускорения на разбеге. Увеличение ускорения на разбеге за счет увеличения тяги ведет к переразмериванию двигателя для основного (крейсерского) этапа полета. Поэтому основной путь уменьшения длины разбега – снижение скорости отрыва, что обеспечивается применением механизации, увеличивающей  $c_{ya\text{ отр}}$ .

### 7.3. Прерванный и продолженный взлет

Для оценки возможности безопасного взлета на многодвигательном ВС при отказе критического двигателя на скорости  $V_{EF}$  необходимо знать:

- длину пробега в случае прекращения взлета  $L_{\text{прерв}}$ ;
- длину разбега в случае продолжения взлета  $L_{\text{прод}}$ .

Под прерванным взлетом понимается взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя или систем ВС, влияющих на взлетные характеристики, после чего начинается прекращение взлета с последующим торможением самолета до полной остановки. При прерванном взлете после отказа критического двигателя применяется аварийное торможение до полной остановки ВС.

Под продолженным взлетом понимается взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя или систем ВС, влияющих на взлетные характеристики, после чего взлет продолжается и завершается с отказавшим двигателем или системой.

Критическим называется двигатель, отказ которого вызывает наиболее неблагоприятные изменения в поведении ВС или его пилотировании.

#### Характерные располагаемые дистанции (рис. 7.5)

Располагаемая дистанция разбега (РДР) – длина ВПП, которая объявляется пригодной для разбега самолета, выполняющего взлет.

Располагаемая дистанция прерванного взлета (РДПВ) – сумма располагаемой дистанции разбега и длины концевой полосы торможения, если она предусмотрена.

Располагаемая дистанция взлета (РДВ) – сумма располагаемой дистанции разбега и длины свободной зоны, если она предусмотрена.

Концевая полоса торможения (КПТ) – специально подготовленный прямоугольный участок в конце располагаемой дистанции разбега, предназначенный для остановки ВС в случае прерванного взлета.

Свободная зона (СЗ) – прямоугольный участок земной или водной поверхности, примыкающий к концу располагаемой дистанции разбега и пригодный для первоначального набора высоты самолетом до установленного значения 10,7 м (35 футов).

С увеличением  $V_{EF}$  длина пробега в случае прекращения взлета  $L_{\text{прерв}}$  увеличивается, а длина пробега в случае продолжения взлета  $L_{\text{прод}}$  уменьшается. При некоторой скорости будет реализовываться равенство  $L_{\text{прерв}} = L_{\text{прод}}$ . Очевидно, что безопасный взлет возможен только в том случае, если, во-первых, указанное равенство будет достигаться на скорости  $V = V_1$ . И, во-вторых, дистанция  $L_{\text{прерв}} = L_{\text{прод}}$  не будет превышать располагаемой дистанции прерванного взлета (рис. 7.6).

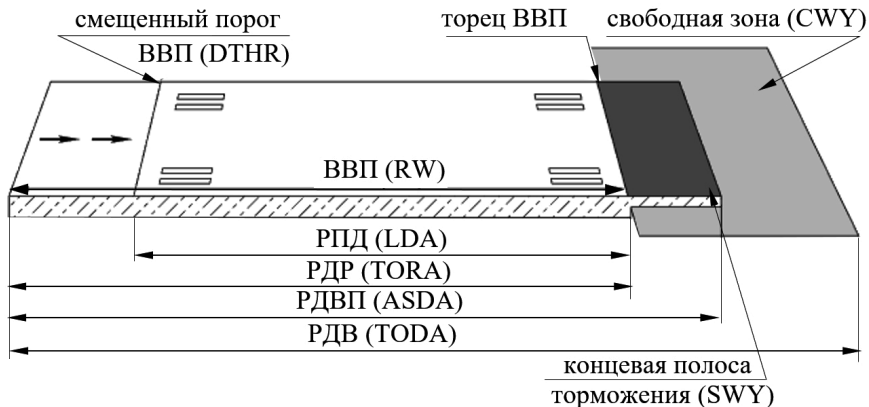


Рис 7.5. Характерные располагаемые дистанции

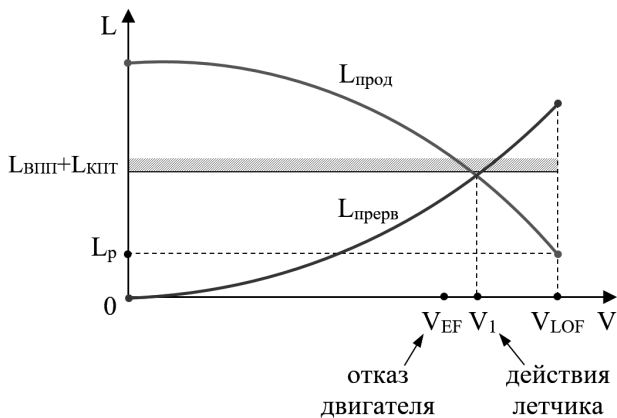


Рис. 7.6. К определению возможности взлета ВС

#### 7.4. Основные этапы и параметры посадки самолета

Посадка – этап полета, с высоты 15м (50 футов) над уровнем торца ВПП до приземления, пробег по ВПП и полной остановки ВС.

Посадка ВС включает следующие этапы (рис. 7.7):

- снижение;
- выравнивание;
- выдерживание;
- пробег.

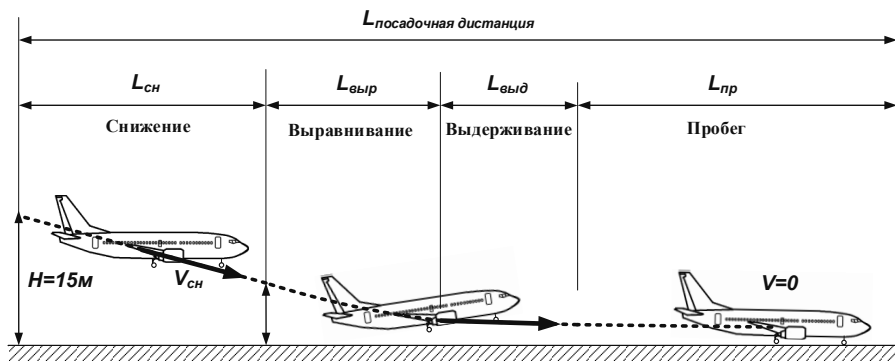


Рис. 7.7. Схема посадки самолета с пробегом

Посадка с пробегом является маневром, завершающим полет. В процессе посадки рассеивается кинетическая энергия самолета, уменьшаются до нуля скорость и высота (относительно ВПП) полета.

На снижении ( $H_0 = 15\text{ м}$ ;  $H_k = 6 \dots 10\text{ м}$ ) пилот корректирует направление полета относительно оси ВПП и определяет возможность посадки. Скорость и угол наклона траектории примерно постоянны. Поскольку угол наклона траектории при снижении невелик (стандартный угол наклона глиссады равен  $-2^\circ 40'$ ), то для его выдерживания снижение должно выполняться с работающим двигателем.

На выравнивании уменьшается вертикальная скорость снижения  $V_y$  до нуля посредством искривления траектории за счет создания перегрузки  $n_{ya} = 1.1 \dots 1.2$ .

На этапе выдерживания скорость ВС уменьшается до посадочной. Для выдерживания горизонтального полета угол атаки в процессе уменьшения скорости постепенно увеличивается. Когда угол атаки станет равен посадочному  $\alpha_{\text{пос}}$ , его увеличение прекращается и с этого момента при правильной посадке происходит постепенное уменьшение расстояния до ВПП, и ВС плавно касается поверхности колесами основных опор шасси на скорости, равной посадочной  $V_{\text{пос}}$ . Выдерживание может выполняться слитно с выравниванием

На пробеге (наземном участке посадки) происходит торможение от посадочной скорости до скорости руления или до полной остановки ВС.

**Основные параметры посадки** (рис. 7.8):

- 1) Посадочная дистанция  $L_{\text{пос}}$  – расстояние по горизонтали от точки на высоте 15 м до полной остановки самолета.
- 2) Располагаемая посадочная дистанция (РПД/LDA) – длина ВПП, которая объявляется располагаемой и пригодной для посадки и пробега самолета после посадки. Представляет собой длину ВПП, которая может быть использована для выполнения посадки самолета при условии, что пересечение порога ВПП (смещенного порога ВПП) происходит на высоте 15 м (50 футов).

- 3) Потребная посадочная дистанция (RLD) – необходимая посадочная дистанция для сухой ВПП равна фактической посадочной дистанции (ALD), умноженной на коэффициенты:
  - 1,67 - для аэродрома назначения;
  - 1,43 - для запасного аэродрома.
- 4) Фактическая посадочная дистанция (ALD) – расстояние по горизонтали от точки на высоте 15м (50 футов) относительно уровня порога ВПП, которое проходит самолет до полной остановки на ровной, сухой ВПП с твердым покрытием.
- 5) Рекомендуемая скорость захода на посадку  $V_{REF}$  – скорость полета, на которой продемонстрированы посадочные дистанции, приведенные в эксплуатационной документации (летном руководстве) в условиях спокойной атмосферы, с полностью отклоненной механизацией, выпущенными шасси и со всеми работающими двигателями.
- 6) Рекомендуемая скорость конечного этапа захода на посадку  $V_{APP}$  – скорость захода на посадку, которая устанавливается с учетом влияния на посадочные характеристики ветра, турбулентности, положения механизации и отказов систем.
- 7) Посадочная скорость  $V_{пос}$  – скорость самолета в момент касания ВПП.

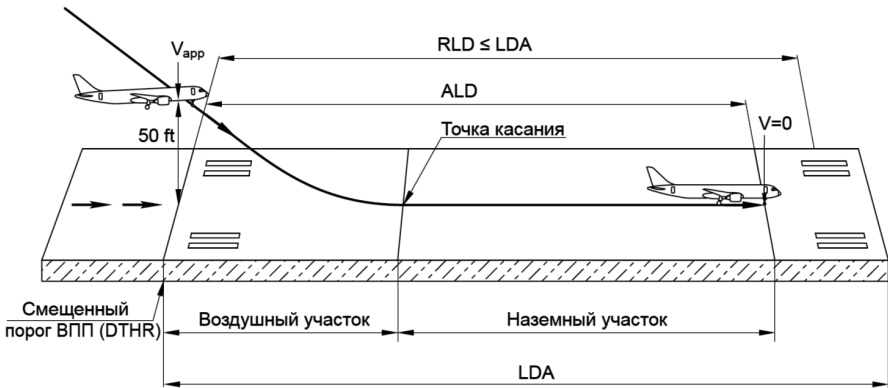


Рис. 7.8. Характерные посадочные дистанции

Для перехода от этапа полета по маршруту к посадке при полете по правилам полетов по приборам (ППП) используются стандартные процедуры прибытия (STAR) и захода на посадку (APPROACH), разрабатываемые для каждого аэропорта.

Стандартный маршрут прибытия по приборам STAR (Standard Arrival Routes Instrument) – это установленный маршрут полета по ППП, связывающий точку на маршруте ОВД с точкой начала процедуры захода на посадку по приборам.

Заход на посадку – это этап полета, включающий предпосадочное маневрирование в районе аэродрома и постепенное изменение конфигурации ВС от крейсерской к посадочной, завершающийся на высоте 15м от ВПП.

Стандартная процедура захода на посадку по приборам или инструментальный заход на посадку (APPROACH) – это серия предпосадочных маневров, выполняемых в три этапа:

- 1) начальный этап (Initial Approach Segment) предназначен для снижения ВС на заданную высоту с одновременным выводом его на предпосадочную прямую на необходимом удалении от ВПП;
- 2) промежуточный этап (Intermediate Approach Segment), как правило, предназначен для выполнения горизонтального полета с целью корректировки положения ВС относительно предпосадочной прямой и подготовки к снижению на конечном этапе (довыпуск механизации, установка требуемой скорости). Протяженность, как правило, от 2.8 и до 19 км;
- 3) конечный этап (Final Approach Segment) предназначен для снижения по приборам по глиссаде до момента установления пилотом необходимого визуального контакта с ВПП или ее ориентирами и последующего перехода на визуальный полет и выполнение посадки.

Снижение в процессе захода на посадку с высоты 200–400м происходит по глиссаде – прямолинейной наклонной траектории.

Инструментальные заходы на посадку делятся на точные и неточные.

Точные заходы на посадку обеспечивают наведение ВС на конечном этапе захода на посадку (предпосадочная прямая) по курсу и высоте с заданной точностью, определяемой оборудованием (категорией) аэродрома и ВС (таблица 7.2).

Неточные заходы на посадку обеспечивают наведение ВС на конечном этапе захода на посадку (предпосадочная прямая) только по курсу.

Таблица 7.2.

Категории	Метеоусловия		Требования к оборудованию ВС
	Высота принятия решения, м	Видимость на ВПП, м	
CAT I	60	550	Полуавтоматическое снижение до высоты 200 футов (60 метров)
CAT II	30	350	Автоматическое снижение до высоты выравнивания
CAT III	A	30	Автоматическое снижение и выравнивание
	B	15	Автоматическое снижение, выравнивание и парирование угла сноса
	C	0	Автоматическое снижение, выравнивание, посадка и руление



### 7.5. Схема сил, уравнения движения на посадке

Схема сил, действующих на ВС при пробеге представлена на рис. 7.9.

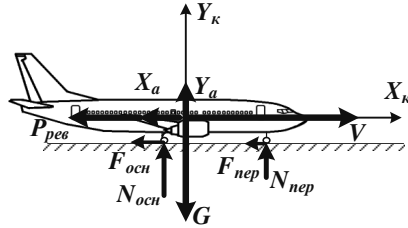


Рис. 7.9. Схема сил, действующих на самолет при пробеге

Уравнения движения на разбеге имеют вид:

$$mV \frac{d\theta}{dt} = P \sin \alpha + Y_a - G + N \approx Y_a - G + N = 0 \rightarrow N = N_{\text{очн}} + N_{\text{неп}} = G - Y_a;$$

$$m \frac{dV}{dt} = -X_a - F_{\text{тр}} - \Delta P_{\text{рев}} = -X_a - f(G - Y_a) - \Delta P_{\text{рев}};$$

$$\frac{dx_g}{dt} = \frac{dL}{dt} = V,$$

где  $\Delta P_{\text{рев}}$  – тяга реверса.

Условие приземления ВС на ВПП при посадке соответствует равенству сил:

$$Y_a = G.$$

Откуда можно найти выражение для посадочной скорости:

$$V_{\text{пос}} = \sqrt{\frac{2mg}{c_{y_a \text{ пос}} \rho S}}.$$

По аналогии с взлетом, длину и время пробега можно рассчитать по следующим формулам:

$$L_{\text{пр}} = -\frac{V_{\text{пос}}^2}{2j_{x \text{ ср}}}; \quad t_{\text{пр}} = -\frac{V_{\text{пос}}}{j_{x \text{ ср}}}.$$

Из полученных выражений в частности следует, что уменьшить длину и время пробега можно за счет:

- 1) отклонения (выпуска) механизации, обеспечивающей уменьшает  $V_{\text{пос}}$  за счет увеличения  $c_{y_a \text{ пос}}$ . Кроме того, выпуск механизации увеличивает  $S$ , что также уменьшает  $V_{\text{пос}}$ , длину и время пробега;
- 2) торможения колес, которое тем эффективнее, чем больше сила реакции опор колес, что обеспечивается уменьшением подъемной силы на пробеге за счет отклонения интерцепторов.

### 7.6. Взлетно-посадочные характеристики самолета МС-21

Эксплуатация самолета МС-21 допускается:

- при температуре наружного воздуха от  $-35^\circ$  до  $+30^\circ\text{C}$ ;

- высота аэродрома не должна превышать 900 м;
- максимальный уклон ВПП не должен превышать  $\pm 2\%$ .

Эксплуатация самолета МС-21 допускается на ВПП следующего состояния:

- сухая;
- мокрая;
- покрытая осадками (вода, слякоть, мокрый снег) высотой до 12 мм;
- сухой снег высотой до 50 мм.

В таблице 7.3 представлены характерные скорости взлета самолета МС-21 в зависимости от взлетной массы для положения взлетно-посадочной механизации (таблица 3.1):

- FLAPS 1+F ( $\delta_{\text{пред}}/\delta_3=24^\circ/10^\circ$ ) на разбеге;
- FLAPS 0+S ( $\delta_{\text{пред}}/\delta_3=5^\circ/0^\circ$ ) на конечном участке взлета.

Как следует из представленных данных увеличение взлетной массы, например, в 1,5 раз с 50 т до 75 т приводит к росту скорости отрыва  $V_{LOF}$  ВС с 232 км/ч до 286 км/ч т.е. на 23%.

Таблица 7.3

	Взлетная масса, т						
	78	75	70	65	60	55	50
$V_R$ , км/ч	287	282	273	263	253	243	231
$V_{LOF}$ , км/ч	289	284	275	265	255	245	232
$V_2$ , км/ч	292	286	277	267	257	247	235
$V_{FTO}$ , км/ч	445	431	417	400	384	367	348

В таблице 7.4 представлены характерные скорости взлета самолета МС-21 в зависимости от взлетной массы для положения взлетно-посадочной механизации (таблица 3.1):

- FLAPS 2 ( $\delta_{\text{пред}}/\delta_3=24^\circ/18^\circ$ ) на разбеге;
- FLAPS 0+S ( $\delta_{\text{пред}}/\delta_3=5^\circ/0^\circ$ ) на конечном участке взлета.

Как следует из представленных данных увеличение взлетной массы, например, в 1,5 раз с 50 т до 75 т приводит к росту скорости подъема носовой опоры  $V_R$  ВС с 220 км/ч до 268 км/ч т.е. на 22%.

Таблица 7.4

	Взлетная масса, т						
	78	75	70	65	60	55	50
$V_R$ , км/ч	275	268	259	250	240	230	220
$V_2$ , км/ч	279	272	263	254	244	234	224
$V_{FTO}$ , км/ч	445	431	417	400	384	367	348

В таблице 7.5 представлены потребные для взлета самолета МС-21 длины ВПП  $L_{\text{потр}}$  для различных взлетных масс  $m_{\text{взл}}$  и температуры наружного воздуха.

Из представленных данных следует:

- 1) увеличение взлетной массы приводит к росту потребной длины ВПП. Так, например, увеличение взлетной массы на 10 т с 70 т до 80 т т.е. на 14% приводит к росту потребной длины ВПП при температуре  $+15^{\circ}\text{C}$  на 575 м или на 34%;
- 2) увеличение температуры наружного воздуха приводит к росту потребной длины ВПП. Так, например, увеличение температуры на  $20^{\circ}\text{C}$  с  $15^{\circ}\text{C}$  до  $35^{\circ}\text{C}$  приводит к росту потребной длины ВПП при взлетной массе 70 т на 195 м или на 11%.

Таблица 7.5

	$m_{\text{взл}}, \text{Т}$	66	68	70	72	74	76	78	80
$L_{\text{потр}}, \text{М}$	$+15^{\circ}\text{C}$	1540	1630	1725	1820	1900	2050	2110	2300
	$+30^{\circ}\text{C}$	1620	1720	1810	1900	2020	2080	2230	2390
	$+35^{\circ}\text{C}$	1700	1805	1920	2030	2140	2240	2375	2500

В таблице 7.6 представлены потребные для посадки самолета МС-21 длины сухой ВПП  $L_{\text{потр}}$  для различных посадочных масс  $m_{\text{пос}}$  и температуры наружного воздуха.

Из представленных данных следует:

- 1) увеличение посадочной массы приводит к росту потребной длины ВПП. Так, например, увеличение посадочной массы на 5 т с 65 т до 70 т т.е. на 7% приводит к росту потребной длины ВПП при температуре  $+15^{\circ}\text{C}$  на 80 м или на 5%;
- 2) увеличение температуры наружного воздуха приводит к росту потребной длины ВПП. Так, например, увеличение температуры на  $15^{\circ}\text{C}$  с  $15^{\circ}\text{C}$  до  $30^{\circ}\text{C}$  приводит к росту потребной длины ВПП при посадочной массе 70 т на 30 м или менее, чем на 2%.

Таблица 7.6

	$m_{\text{пос}}, \text{Т}$	63	64	65	66	67	68	69	70
$L_{\text{потр}}, \text{М}$	$+15^{\circ}\text{C}$	1545	1560	1570	1587	1600	1615	1622	1650
	$+30^{\circ}\text{C}$	1572	1595	1608	1624	1635	1647	1660	1680

## ЛИТЕРАТУРА

1. Свищев Г.П. и др. Авиация. Большая научная энциклопедия. –М: – ЦАГИ, 1994. –739 с.
2. Пашковский И.М., Леонов В.А., Поплавский Б.К. Летные испытания самолетов и обработка результатов испытаний: Учебное пособие. –М.: Машиностроение, 1985. –416 с.
3. ГОСТ 20058-80 Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. –М.: Издательство стандартов. –1981. – 52 с.
4. Ефремов А.В., Захарченко В.Ф., Овчаренко В.Н. и др. Динамика полета. Учебник для студентов. –М.: Машиностроение, 2011. – 776 с.
5. Левицкий С.В., Свиридов Н.А. Динамика полета: учебник для слушателей инженерной академии. – Изд. ВВИА им проф. Н.Е. Жуковского, 2008. –527 с.
6. Александров Г.В., Бюшгенс Г.С., Бочаров В.Я. и др. Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов. –М.: Издательский отдел ЦАГИ. – 1995. – 772 с.
7. Николаев Л.Ф. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов: Учеб. для вузов. –М.: Транспорт, 1990. –392 с.
8. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Издание 1. –М: ФАВТ, 2022. –355 с.