

## ГЛАВА

## 20

## Производительность — Круиз

КОНТУР			
<b>20.1 Введение</b>	<b>833</b>	<b>20.3.8</b>	<b>851</b>
20.1.1 Содержание этой главы	833	Скорость полета при максимальной выносливости	851
20.1.2 Какие анализы мне необходимо сделать?	834	20.3.9	853
20.2 Основные соотношения для маневра на		Скорость полета при максимальной дальности	854
крейсерском ходу	834	20.3.10 Диапазон полета	
20.2.1 Общие уравнения движения для крейсерского полета	834	20.3.11 Компьютерный код: Определение максимальной	
20.2.2 Основные понятия	835	горизонтальной скорости полета, $V_{\max}$ , для	
20.3 Общие методы анализа крейсерского режима для		винтового самолета	856
устойчивого полета	839	20.3.12 Компьютерный код: Определение максимальной горизонтальной	
20.3.1 Скорость полёта в терминах тяги	839	скорости полета, $V_{\max}$ , для реактивного самолета	858
20.3.2 Оценка минимальной и максимальной скорости			
полета	840		
20.3.3 Оценка скорости сваливания	843	<b>20.4 Общие методы анализа ускоренного</b>	<b>859</b>
20.3.4 Воздушная скорость при максимальном аэродинамическом качестве	845	полета	
20.3.5 Скорость полёта при минимально необходимой тяге	848	20.4.1 Анализ общего уровня поворота с	
20.3.6 Скорость полета при минимально необходимой мощности	850	постоянной скоростью	859
20.3.7 Скорости полета при максимальной скорости полета и максимальной высоте полета	851	20.4.2 Экстремумы поворотов с постоянной скоростью	862
		20.4.3 Анализ петлевого маневра	863
		20.4.4 Энергетическое состояние	863
		<b>Ссылки</b>	<b>866</b>

## 20.1 ВВЕДЕНИЕ

В этой главе представлен ассортимент методов прогнозирования свойств маневра крейсерского полета. Маневр включает в себя прямой и горизонтальный, устойчивый полет и охватывает от самой медленной до самой высокой скорости полета, которую может поддерживать самолет. Существует несколько представляющих интерес скоростей полета, которые встречаются между ними, например, скорость полета для лучшей дальности, выносливости и планирования, и это лишь некоторые из них. Кроме того, представлены такие темы, как разработка диапазона полета и ускоренные маневры. Рисунок 20-1 представлена организационная карта, отображающая круиз среди других тем в рамках теории производительности.

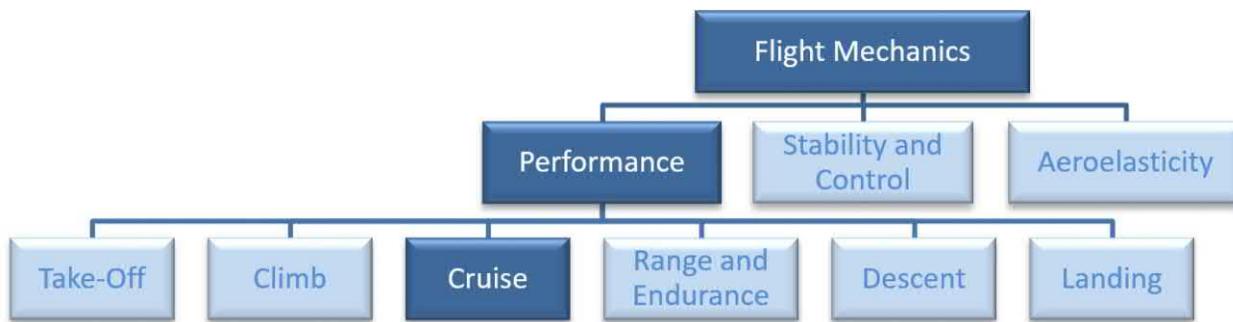
Распространенные прилагательные, используемые для описания круиза: прямой, ровный, и устойчивый. Прямой означает отсутствие крена, что привело бы к изменению курса. Уровень означает отсутствие изменения высоты. Устойчивый означает отсутствие ускорения. Существуют режимы круиза, которые включают в себя устойчивый изменения высоты, скорости полета и направления. Эти

изменения настолько медленные и постепенные, что их можно рассматривать как постоянные. Методы крейсерского полета, включающие квазистабильные изменения высоты и скорости полета, представлены в Глава 21, Анализ производительности — диапазон. Квазистабильные изменения направления представлены в Раздел 20.4, Общие методы анализа ускоренного полета.

Методы, представленные здесь, являются «отраслевым стандартом» и отражают методы, представленные различными авторами, например, Перкином и Хейджем [1], Торенбек [2], Николай [3], Роскам [4], Хейл [5], Андерсон [6], и Миле [7], и это лишь некоторые из них.

## 20.1.1 Содержание этой главы

- Раздел 20.2 представляет собой уравнение движения для анализа устойчивой, ровной и ускоренной производительности.
- Раздел 20.3 представляет классические методы анализа для определения ряда важных характеристик крейсерской производительности на устойчивом уровне. Среди них наиболее



**РИСУНОК 20-1** Организационная карта, размещающая теорию производительности среди других дисциплин Механика полета, и подчеркивая основную тему этой главы: крейсерские характеристики.

важные типы крейсерских скоростей, встречающиеся при эксплуатации самолетов.

- Раздел 20.4 представляет классические методы анализа для определения ряда важных параметров эффективности ускоренного полета.

#### 20.1.2 Какие анализы мне необходимо сделать?

Для новичка в анализе крейсерского полета насыщенным вопросом является: «Что я должен оценить и как мне провести эти оценки?» Анализ крейсерского полета имеет несколько целей. (1) Оценка характеристик самолета в прямолинейном и горизонтальном устойчивом полете. Это включает в себя оценку оптимальных скоростей полета, таких как наибольшая скорость планирования, максимальная дальность и соответствующая воздушная скорость, а также минимальная требуемая мощность воздушной скорости, которая обеспечивает максимальную выносливость для винтовых самолетов. (2) Для 14 CFR Часть 23 анализ характеристик уровня поддерживает сертификацию путем определения конкретных эксплуатационных скоростей полета (например, расчетная крейсерская скорость) и пределов скорости полета (например, никогда не превышать или максимальные эксплуатационные скорости полета), важных как для Подчасти В, так и для Подчасти Г. Это включает в себя воздушную скорость планирования. (3) Анализ характеристик используется специалистами по продажам и маркетингу для помощи в продаже самолета. При этом конструктор должен, как минимум, предоставить оценки следующих скоростей полета (Таблица 20-1).

**ТАБЛИЦА 20-1** Список задач для анализа круиза.

Имя задачи	Условия	Раздел
Минимальная скорость полета в горизонтальном положении	$V_{\text{мин}}$	20.3.2
Скорость сваливания	$V_c, V_{\text{св}}, V_c \phi$	20.3.3
Лучшая скорость планирования ( $C_l/C_d$ ) <sub>макс</sub>	$V_{\text{бг}}, V_{\text{лд макс}}, L_{\text{д макс}}$	20.3.4
Скорость полета максимальная ( $C_{0.5L}/C_d$ ) <sub>макс</sub>	См. скорости полета ниже	20.3.4
Скорость полета максимальная ( $C_{1.5L}/C_d$ ) <sub>макс</sub>	См. скорости полета ниже	20.3.4
Минимальная требуемая тяга воздушная скорость	$V_{\text{тр мин}}$	20.3.5
Минимальная требуемая мощность воздушная скорость	$V_{\text{рп мин}}$	20.3.6
Максимальная скорость полета на продолжительной скорости для винта	$V_{\text{э макс}}$	20.3.8
Максимальная скорость полета реактивного самолета	$V_{\text{э макс}}$	20.3.8
Максимальная скорость полета для воздушного винта $V_{\text{р макс}}$	$V_{\text{р макс}}$	20.3.9
Максимальная скорость полета реактивного самолета	$V_{\text{р макс}}$	20.3.9
Скорость полета Карсона	$V_{\text{машина}}$	20.3.9
Минимальная скорость снижения	$V_{\text{стержень}}$	22.3.5
Максимальная скорость горизонтального полета	$V_{\text{макс}}$	20.2.2
Диапазон полета		20.3.10

## 20.2 ОСНОВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ ДЛЯ МАНЕВРА НА КРЕЙСЕ

В этом разделе представлены основные математические соотношения и аэродинамические концепции, необходимые для анализа маневра крейсерского полета. Полезно сначала просмотреть Разделы 7.1.3, Основы энергии, работы и мощности 19.2, Основные соотношения для маневра набора высоты.

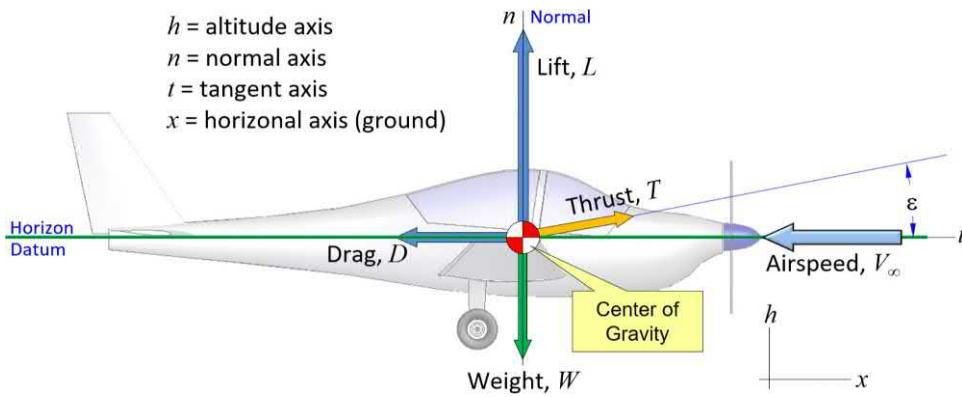
#### 20.2.1 Общие уравнения движения для крейсерского полета

Общая схема свободного тела для устойчивого горизонтального полета представлена на рис. Рисунок 20-2. Он основан на Рисунок 17-1, но

модифицированный для представления горизонтального полета. Это дает форму, знакомую многим, в которой  $L \frac{1}{2} V^2 \sin \frac{1}{2} D$ . Свободное тело предполагает, что все силы приложены к центру тяжести (ЦТ) и все моменты уравновешены.

##### (1) Полет в вертикальной плоскости

Уравнения движения самолета в горизонтальной и вертикальной плоскостях были разработаны в Раздел 17.1.2, Уравнения движения для теории производительности. Они представлены как набор Miele Уравнение (17-1) и проиллюстрировано в Рисунок 17-1. Рекомендуется, чтобы читатель ознакомился с ними. Этот набор уравнений адаптирован к маневру крейсерского полета как Уравнения (20-1). Преобразование предполагает (1)



**РИСУНОК 20-2** Двумерное свободное тело самолета в горизонтальном полете.

угол тяги  $\epsilon \approx 0$ , (2) постоянная воздушная скорость,  $V_\infty$ , и высота, час, поэтому соответствующие производные по времени равны нулю, (3) угол атаки  $\alpha$  мал и (4) постоянный угол траектории полета  $\psi \approx 0$ . Кроме того, пусть  $B \approx mg$ . Это уменьшает Уравнение (17-1) как показано ниже

$$\begin{aligned} x_{\text{диф}} &= -V_\infty \cos \psi \frac{d\psi}{dt} \\ -c \cdot V_\infty \sin \psi \frac{d\psi}{dt} &= -D \quad (20-1) \\ T \cos \epsilon - D \sin \psi + B \cos \psi &= 0 \\ T \sin \epsilon + D \cos \psi + B \sin \psi &= mg + c_T T \end{aligned}$$

Третье и четвертое уравнения Уравнений(20-1) являются плоские уравнения движения для устойчивого горизонтального полета. Они не предполагают вращения вокруг биномиальной оси (перпендикулярной странице).

$$D = T \cos \epsilon \quad (20-2)$$

$$L = T \sin \epsilon \quad (20-3)$$

## (2) Полет в горизонтальной плоскости

Для ускоренного полета мы должны также включить силы в горизонтальной плоскости. Для этого набора уравнений, просмотрите Уравнение (17-2) и Рисунок 17-2. Уравнения движения адаптированы к этой главе как Уравнения(20-4). Переменные определены в Раздел 17.1.2. Два верхних уравнения описывают горизонтальное перемещение вдоль  $x$ -оси, соответственно. Следующие три представляют собой суммирование сил вдоль  $t$ ,  $n$ , и  $h$ -оси. Обратите внимание, как эти оси отличаются от осей вертикальной плоскости. Нижнее уравнение описывает изменение веса самолета.

Формулировка не предполагает боковых сил.

$$\begin{aligned} x_{\text{диф}} &= -V_\infty \cos \psi \frac{d\psi}{dt} \\ y_{\text{диф}} &= -V_\infty \sin \psi \frac{d\psi}{dt} \\ T \cos \epsilon - D - m V_\infty \frac{d\psi}{dt} &= 0 \\ T \sin \epsilon + D \cos \psi - m V_\infty \frac{d\psi}{dt} &= 0 \\ \dot{m} g + c_T T &= 0 \quad (20-4) \end{aligned}$$

Третье, четвертое и пятое уравнения Уравнений(20-4) называются основные уравнения движения для полета в горизонтальной плоскости. Обратите внимание, что  $B \approx mg$  повернула  $\psi$  и  $\theta$  для повернуть радиус поворота (см. Рисунок 17-2).

$$\text{Силы, действующие в продольном направлении: } D = T \cos \epsilon \quad (20-5)$$

$$\text{Боковые силы: } L = T \sin \epsilon \quad \frac{\text{Западная Воздушная}}{\text{Г Равенство}} \quad (20-6)$$

$$\text{Вертикальные силы: } B = mg \quad (20-7)$$

## 20.2.2 Основные понятия

В этом разделе представлены и переформулированы несколько важных концепций для анализа устойчивой, ровной крейсерской скорости.

### (1) Весовая модель

Это математическое описание веса самолета. Оно должно учитывать вес, вызванный изменениями в топливе, количестве пассажиров и багаже. Подробная модель веса также предоставляет результирующие параметры центра тяжести и инерции (моменты и продукты инерции). Для установившегося полета нам в первую очередь нужны вес и положение ЦТ (для учета сопротивления балансировки). Смотрите Разделы 6.4, Статистические методы оценки веса и инерционные свойства для получения дополнительной информации. Эта модель может напоминать что-то, показанное ниже

$$\frac{d\Delta t}{dt} = \frac{B t - B_{\text{пуст}} + B_{\text{п}} + B_{\text{топ}} - \delta c_T \dot{m} t}{0} \quad (20-8)$$

Где  $B_{\text{пуст}}$  — это пустой вес,  $B_{\text{п}}$  — вес экипажа,  $B_{\text{топ}}$  — это полезная нагрузка,  $B_{\text{топ}}$  — начальный вес топлива, произведение внутри интеграла — расход топлива в единицах веса за единицу времени, а  $\Delta t$  — продолжительность полета (см. Раздел 21.1.4, Удельный расход топлива). Позволяет учитывать историю расхода топлива. Часто интеграция не нужна, так как мы знаем вес топлива на определенных этапах миссии. Например, это можно оценить с помощью анализа миссии Раздел 6.2.3, Метод 3: Первоначальная оценка веса брутто с использованием анализа миссии.

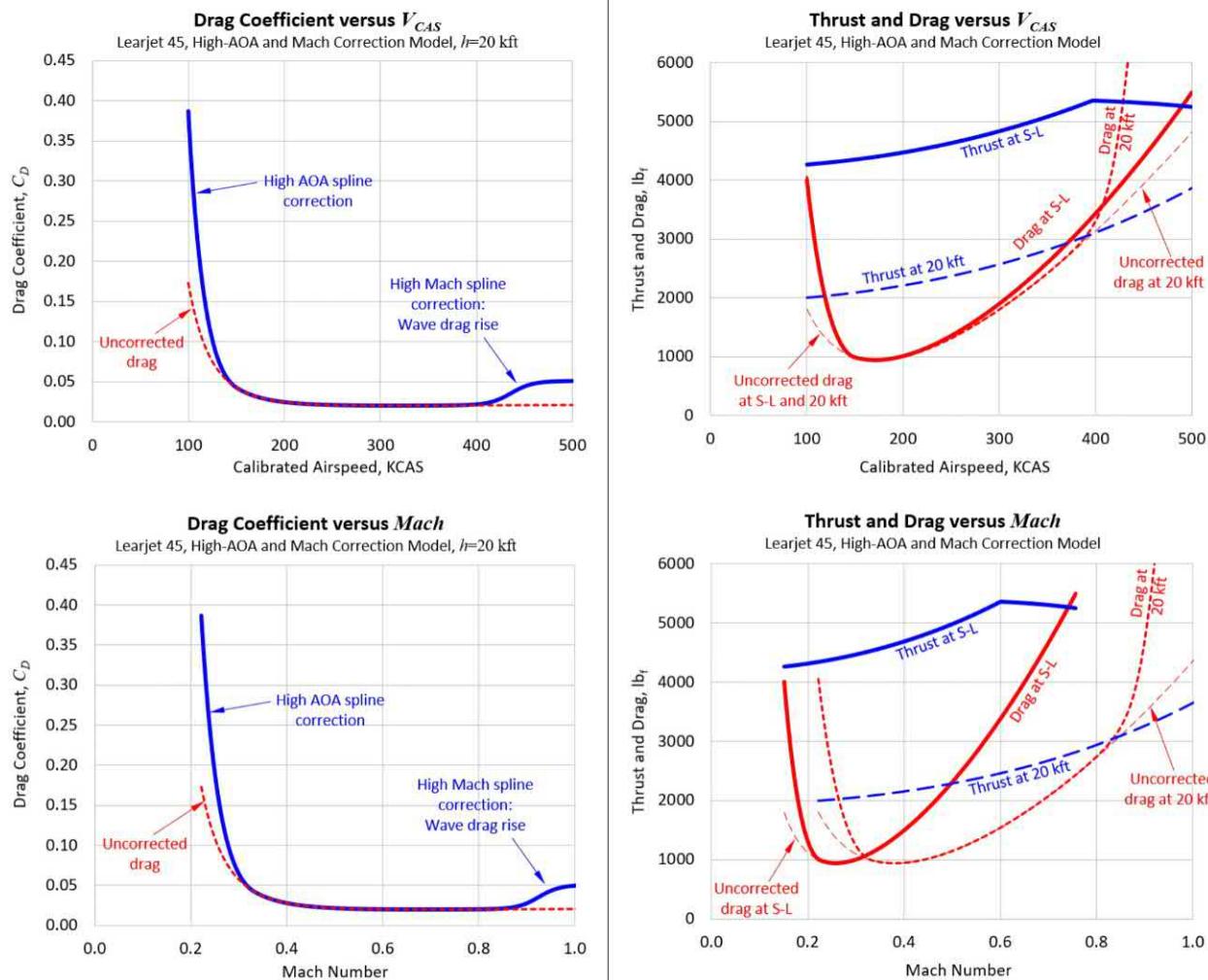


РИСУНОК 20-3 Расчетное сопротивление и тяга для Learjet 45 на высоте 20 000 футов.

## (2) Модель тяги

Математическое описание тяги и/или коэффициента тяги. Смотреть [Раздел 24.2.4](#), Модель тяги. Различные методы разработки модели тяги представлены в [Главы 7, 14 и 15](#). Пример модели тяги показан на [Рисунок 20-3](#). Он использует модель Мэттингли [Раздел 14.3.4](#), Модель турбовентиляторного двигателя Мэттингли.

$$T \frac{1}{4} T \delta \chi, \quad V_{\infty}, \quad \delta \tau \quad (20-9)$$

Где  $\delta$  — это переменная рычага мощности.

## (3) Модель лифта

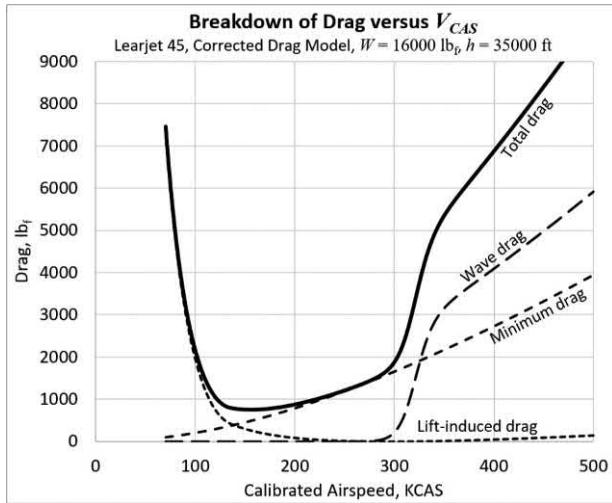
Является ли это математическим описанием коэффициента подъемной силы, Сл. Необходимо подготовить конкретную модель подъемной силы для каждой конфигурации самолета, т.е. чистый, ТО, и конфигурации посадки каждого будет своя модель лифта. Смотреть [Разделы 9.5.2](#), Модель лифта [24.2.5](#), Модель лифта для получения дополнительной информации.

## (4) Модель сопротивления

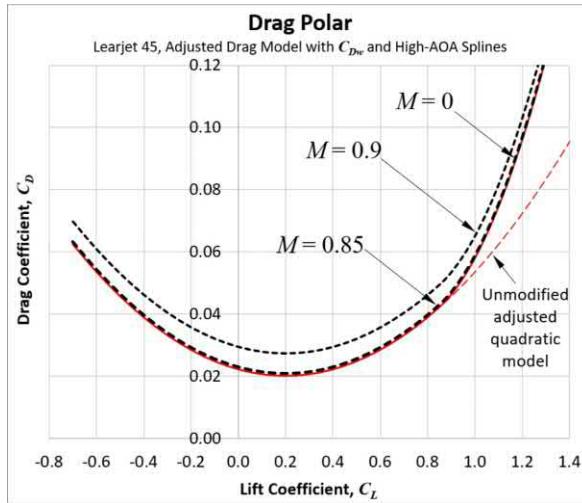
Является математическим описанием коэффициента сопротивления. Как и модель подъемной силы, конкретная модель сопротивления должна быть подготовлена для каждой конфигурации самолета. Смотреть [Разделы 16.2.1](#), Основные определения [24.2.6](#). Модель сопротивления для получения дополнительной информации. Оценка сопротивления и тяги для малого бизнес-джета показана на [Рисунок 20-3](#). Коэффициент сопротивления в зависимости от  $V_{\text{CAS}}$  (верхнее изображение) и Маха (нижнее изображение) показаны в левом столбце. Соответствующие силы тяги и сопротивления показаны в правом столбце. [Рисунок 20-4](#) показывает общую силу сопротивления, разбитую на три составляющие: минимальную, подъемную силу и волновое сопротивление.

## (5) Перетащите полярный

Является ли график  $C_d$  против  $C_l$  (видеть [Раздел 16.2.1\(5\)](#)). Это продукт модели сопротивления. [Рисунок 20-5](#) показан пример поляры сопротивления для Learjet 45. Он показывает, как сопротивление изменяется с подъемной силой и как влияют более высокие числа Маха



**РИСУНОК 20-4** Распределение факторов, вносящих вклад в общее сопротивление Лирджет 45.



**РИСУНОК 20-5** Полярное сопротивление для Learjet 45.

это отношение. Эти изменения моделируются с использованием Уравнение (16-106) из Раздел 16.3.3. Оценка волнового сопротивления. The  $M^{1/4}$  кривая также включает в себя сплайн коррекции с высоким АОА Уравнение (16-20) из Раздел 16.2.3. Корректировка коэффициента лобового сопротивления при высоком угле атаки.

(6) Скорость полета, связанная с определенным коэффициентом подъемной силы

Скорость полета, которую необходимо поддерживать при заданном Сл получается путем решения уравнения подъемной силы для  $V_\infty$  (см. вывод для уравнения 20-29)

$$V_\infty^{1/4} = \frac{2Bt}{\rho S C_l} \quad (20-10)$$

## (7) Требуемая и доступная тяга

Требуемая тяга, ТРЕКВИЗИТ, — это тяга, которую должна развивать силовая установка для поддержания высоты на заданной скорости полета. Как мы показали, это означает,

ТРЕКВИЗИТ $\frac{1}{4}T$

(20-11)

Располагаемая тяга,  $T_{\text{средний}}$ , — тяга, развивающаяся силовой установкой в данный момент. Это зависит от положения рычага управления двигателем. Уравнение (24-31), тяга может быть выражена как

$$T_{\text{средний}} \frac{1}{4} T \delta \chi, V_\infty, \delta \tau \quad (20-12)$$

## (8) Требуемая мощность

Требуемая мощность, Преквизит, — это мощность, необходимая для поддержания горизонтального полета при определенной скорости и высоте («в условиях»). Это произведение сопротивления и истинной скорости полета.

$$\text{ПРЕКВИЗИТ} \frac{1}{4} D V_\infty \quad (20-13)$$

Где это сопротивление на скорости воздуха  $V_\infty$ . Если мы знаем коэффициент подъемной силы и сопротивления при определенных условиях полета, мы также можем рассчитать Преквизит для горизонтального полета в этом состоянии, используя следующее выражение:

$$\text{ПРЕКВИЗИТ} \frac{\frac{2Bt}{\rho S C_d}}{\frac{C_d}{C_{3/2}}} \quad (20-14)$$

Если вы используете британскую систему, Преквизит будет в единицах фут-фунт/с и может быть преобразована в ВНР путем деления на 550. В системе СИ единицы измерения — ватты или джоули/секунду. При осмотре мощность, необходимая для приведения в движение самолета в заданных условиях полета (указанных через Сл и  $C_d$ ) зависит от:

$$\frac{C_d}{C_{3/2}} \quad (20-15)$$

Чем меньше это отношение, тем меньше мощность, необходимая для поддержания горизонтального полета. Минимум этого отношения соответствует скорости полета с минимальной необходимой мощностью. И МАКСИМУМ ОТНОШЕНИЯ  $C_{3/2}$  /  $C_d$ . Это можно рассчитать, вычислено из уравнения (20-48).

## (9) Доступная мощность

Доступная мощность,  $P_{\text{средний}}$ , — это доступная мощность тяги на указанной скорости полета. Это зависит от положения рычага управления двигателем. Уравнение (24-31), тяга может быть выражена как

$$P_{\text{средний}} \frac{1}{4} T \delta \chi, V_\infty, \delta \tau \frac{1}{4} T B^\infty \quad (20-16)$$

Если известна мощность, вырабатываемая поршневым двигателем, и КПД гребного винта, то мощность, необходимая для движения, определяется с помощью следующего выражения:

$$P_{\text{средний}} \frac{1}{4} T_{\text{средний}} V_\infty \frac{1}{4} \eta \pi 550 \text{Пвнр} \quad (20-17)$$

Обратите внимание, что это эффективность винта, которая зависит от скорости полета, оборотов в минуту и геометрии винта. См. Глава 15, Моделирование тяги для винтов, для получения дополнительной информации. Равновесный полет достигается, когда  $P_{\text{средний}} \frac{1}{4} T_{\text{средний}} \frac{1}{4} T$  Преквизит совпадает с  $T_{\text{средний}} \frac{1}{4} T$  Преквизит.

## (10) Область стабильности скорости

Можно сделать важный вывод относительно Т средний ТРЕКВИЗИТ.

**Рисунок 20-6** показывает две важные области, называемые областями стабильность скорости и нестабильность.

## Область стабильности скорости

Предположим, что самолет в **Рисунок 20-6** летит, скажем, на скорости 270 тыс. сателлитов, когда внезапный порыв или изменение положения снижает его воздушную скорость. Это уменьшает его сопротивление, что, в свою очередь, приводит к тенденции к увеличению воздушной скорости (при фиксированной установке тяги), в конечном итоге возвращая ее к 270 тыс. сателлитов (по крайней мере, теоретически). По той же причине, если порыв увеличивает воздушную скорость самолета, его сопротивление увеличивается, уменьшая воздушную скорость, снова возвращая ее к 270 тыс. сателлитов. Это явление распознается пилотами как стабильность скорости.

## Область неустойчивости скорости

Снова рассмотрим **Рисунок 20-6**. Предположим, что мы летим со скоростью 150 тыс. км/ч, когда самолет испытывает снижение скорости. Это увеличивает сопротивление, еще больше снижая скорость полета. Если самолет испытывает увеличение скорости, его сопротивление уменьшается, еще больше увеличивая скорость полета. Это явление называется нестабильность скорости распознается пилотами как полет «на обратной стороне кривой мощности». Нестабильность скорости может быть полезна при посадке, поскольку она помогает пилоту замедлить самолет во время выравнивания. Она также может быть вредной, если самолет быстро замедляется и сваливается.

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(20-14)

Предварительные определения:

$$\text{ПРЕКВИЗИТ}^{\frac{1}{4}} \text{ТРЕКВИЗИТ}^{\frac{1}{4}} \text{В}_{\infty} = \frac{C_d}{C_L} \frac{1}{D} \frac{1}{T} \quad \text{и} \quad \frac{2Bt}{\rho S C_L}$$

Поэтому:	ПРЕКВИЗИТ <sup>1/4</sup> ТРЕКВИЗИТ	$B_{\infty}$	
$\frac{1}{4} \frac{Bt}{C_L = C_d}$	$\frac{2Bt}{\rho S C_L} \frac{1}{4} \frac{Bt}{C_L = C_d}$	$\frac{2Bt}{\rho S C_L} \frac{1}{4}$	$\frac{2Bt^3 C_d}{\rho S C_d}$

## (11) Несколько слов о качестве анализа

Качество анализа производительности должно быть предметом серьезной озабоченности для любого, кто занимается проектированием самолетов. Этот автор считает полезным оценивать анализ на основе качества моделей сопротивления и тяги. Это также помогает студентам понять, что обе модели вносят вклад в общую точность. Это приводит к следующим классам (класс A — самый точный, класс D — наименее точный):

	Constant Thrust or Power	Non-constant Thrust or Power
(1) Advanced drag models	Class B	Class A
(2) Adjusted drag model	Class C	Class B
(3) Simplified drag model	Class D	Class C

Методы класса D в первую очередь полезны для ознакомления студентов с концепциями производительности. Они также могут помочь установить начальные значения для схем итераций. Однако их не следует использовать для серьезной аналитической работы.

Методы классов B и C являются улучшением, но их ограничения должны быть указаны в серьезной аналитической работе. Класс C — это практический подход в университетских классах. Методы класса A требуют много времени для внедрения, но возвращают

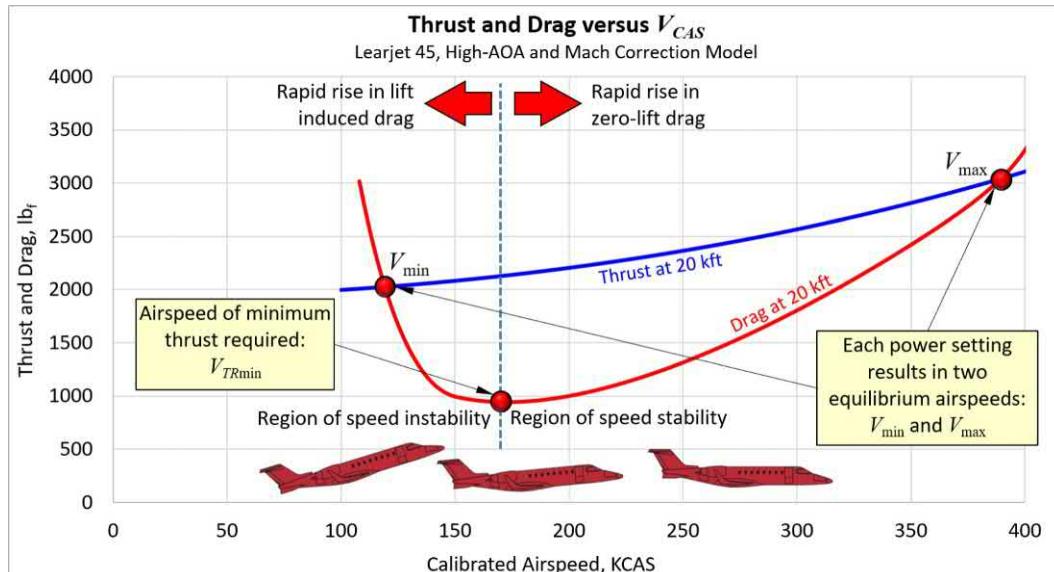


РИСУНОК 20-6 Области стабильности и нестабильности скорости.

наиболее реалистичные результаты. Такие методы обычно реализуются в электронных таблицах и компьютерных кодах, а также в летных симуляторах. Они включают сложные анализы сопротивления, в идеале основанные на испытаниях в аэродинамической трубе и использовании палубы двигателя, разработанной производителем двигателя.

## 20.3 ОБЩИЕ МЕТОДЫ АНАЛИЗА КРЕЙСИНГА ДЛЯ УСТАНОВИВШЕГОСЯ ПОЛЕТА

В этом разделе представлены классические методы анализа для устойчивой, ровной крейсерской производительности. Методы представлены в двух формах: в виде решений в замкнутой форме и, для повышения точности, в виде формул, требующих итерационных схем решения.

### 20.3.1 Скорость полёта в терминах тяги

В этом разделе представлен метод оценки скорости полета как функции тяги.

(1) Общее выражение воздушной скорости через тягу:

Рассмотрим тягу и сопротивление, заданные квадратичным полиномом и скорректированной моделью сопротивления ниже.

$$\begin{aligned} T_{\text{средний}} &= \frac{1}{2} \rho S C_D D_{\min} V^2 + C_L C_L D_{\min} \frac{V^2}{2} \\ &+ \frac{1}{2} \rho S C_D D_{\min} V^2 + C_L C_L D_{\min} \frac{V^2}{2} \end{aligned} \quad (20-18)$$

Затем минимальную и максимальную скорость полета можно оценить, решив уравнение четвертой степени

$$\begin{aligned} A - \frac{1}{2} \rho S C_D D_{\min} + C_L C_L D_{\min} \frac{V^2}{2} &= 0 \\ + \frac{1}{2} \rho S C_D D_{\min} V^2 + C_L C_L D_{\min} \frac{V^2}{2} &= 0 \end{aligned} \quad (20-19)$$

Это выражение лучше всего решать с помощью итеративной схемы, например методом деления пополам или Регула Фальси. Это применимо

винтовым и реактивным самолетам с тягой, зависящей от скорости полета. В общем, есть два решения. Одно связано с низкой скоростью, другое с высокой. Оно имеет замкнутые решения для конкретных случаев, представленных ниже.

(2) Специальное решение для постоянной тяги и упрощенной модели сопротивления

В этом случае,  $C_D = \frac{1}{40}, A = \frac{1}{40}, C_L = \frac{1}{4}$  постоянный. Таким образом, уравнение (20-19) становится

$$\frac{1}{2} \rho S C_D D_{\min} V^2 + \frac{2kV^2}{\rho S} = \frac{1}{40} \quad (20-20)$$

Чтобы решить для  $V$ , наборы  $\sqrt{V^2}$  и решить полученное уравнение радикальная форма для  $V$  затем извлеките квадратный корень из  $V$ . Это дает следующее выражение

$$V = \sqrt{\frac{T - 4kV^2 C_D D_{\min}}{\rho S C_D D_{\min}}} \quad (20-21)$$

Знак плюс под внешним радикалом возвращает  $V_{\max}$ , в то время как минус возвращает  $V_{\min}$  при удельной тяге. Как обычно, единицами измерения воздушной скорости являются футы/с в британской системе и м/с в системе СИ.

(3) Специальное решение для модели постоянной тяги и регулируемого сопротивления

В этом случае,  $C_D = \frac{1}{40}, A = \frac{1}{40}, C_L = \frac{1}{4}$  постоянный. Таким образом, уравнение (20-19) становится

$$\begin{aligned} \frac{1}{2} \rho S C_D D_{\min} + C_L C_L D_{\min} \frac{V^2}{2} &= 0 \\ - \rho T + 2kV^2 C_D D_{\min} + \frac{2kV^2}{\rho S} &= 0 \end{aligned} \quad (20-22)$$

Чтобы решить для  $V$ , наборы  $\sqrt{V^2}$  и решить полученное уравнение радикальная форма для  $V$  затем извлеките квадратный корень из  $V$ . Это дает следующее выражение

$$V = \sqrt{\frac{T - 2kV^2 C_D D_{\min} + C_L C_L D_{\min} \frac{V^2}{2}}{\rho S C_D D_{\min} + C_L C_L D_{\min} \frac{V^2}{2}}} \quad (20-23)$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ (20-19)

Равновесие требует  $T = D$ . Поэтому мы получаем

$$\begin{aligned} \frac{1}{2} \rho V^2 C_D D_{\min} + C_L C_L D_{\min} \frac{V^2}{2} &= 0 \\ \frac{1}{2} \rho V^2 C_D D_{\min} + C_L C_L D_{\min} \frac{V^2}{2} &= 0 \end{aligned}$$

Разложите коэффициент сопротивления, чтобы получить

$$C_D D_{\min} + C_L C_L D_{\min} = 0$$

$$\frac{1}{2} \rho V^2 C_D D_{\min} + \frac{1}{2} \rho V^2 C_L C_L D_{\min} = 0$$

Разверните выражение справа от знака равенства и соберите члены.

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ (20-19)

(продолжение)

$$\frac{1}{2} \rho V_{\text{средний}}^2 C_{D,\text{мин}} - \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 \approx C_{D,\text{мин}} + B_{\infty}$$

$$- \frac{2kVt^2}{\rho V_{\infty}^2 C} + \delta C - 2kVt C_{L,\text{мин}} \frac{B}{140}$$

Упрощение приводит к уравнению (20-19).

## 20.3.2 Оценка минимальной и максимальной скорости полета

**Рисунок 20-6** показывает важное следствие доступной и требуемой тяги; две возможные равновесные скорости полета, одна низкая ( $V_{\min}$ ) и один высокий ( $V_{\max}$ ). В этих точках,  $T_{\text{средний}}/T$  реквизит. Одна и только одна воздушная скорость приведет к состоянию, при котором обе скорости будут равны; это Скорость полета с минимально необходимой тягой ( $V_{\min}^{TP}$ ).

$$V_{\min}^{TP} = \frac{T_1 - T_2 - 4kVt^2 C_{D,\text{мин}}}{\rho S C_{D,\text{мин}} + kC_2} \quad (20-24)$$

Используя скорректированную модель,  $V_{\min}$  дается

$$V_{\min}^{TP} = \frac{T_1 - T_2 - 4kVt^2 C_{D,\text{мин}}}{\rho S C_{D,\text{мин}} + kC_2} \quad (20-25)$$

Это распространено в теоретические анализы что  $V_{\min}$  является меньше чем скорость сваливания,  $V_c$  (видеть **Рисунки 17-12 и 17-13**). В этом случае установите  $V_{\min}^{TP} < V_c$ . Упражняться, есть вероятность, что  $V_{\min}$  является больше чем  $V_c$ . Это следствие переднего положения ЦТ или большой высоты. Это нежелательно, потому что в глазах властей,  $V_{\min}$  влияет на различные нормативные пункты, затрудняя их соблюдение. Чем ниже доступная тяга, тем ближе будут эти скорости друг к другу.

(2) Максимальная скорость горизонтального полета,  $V_{\max}$ 

$V_{\max}$  представляет большой интерес в маркетинге, сертификации и эксплуатации самолета. Высокая максимальная скорость полета имеет большую маркетинговую привлекательность, особенно по сравнению

к более медленному самолету-сопернику. Эта скорость полета обозначается переменной  $V_{\max}$  час 14 CFR Часть 23.

Оценить  $V_{\max}$  используя уравнение (20-19), применить итеративное решение. Выберите высокое значение  $V_{\infty}$  как начальное значение. Например, оценка  $V_{\max}$  используя уравнение (20-21) или (20-23) для использования в качестве начального значения. Используйте максимально доступную тягу ( $T_{\text{средний}}/T$ ) на определенной высоте. Используйте упрощенную модель сопротивления и постоянную тягу,  $V_{\max}$  дается

$$V_{\max} = \frac{T_1 - T_2 - 4kVt^2 C_{D,\text{мин}}}{\rho S C_{D,\text{мин}} + kC_2} \quad (20-26)$$

Для скорректированной модели сопротивления используйте:

$$V_{\max} = \frac{T_1 - T_2 - 4kVt^2 C_{D,\text{мин}}}{\rho S C_{D,\text{мин}} + kC_2} \quad (20-27)$$

Это распространено в теоретические анализы что  $V_{\max}$  превышает нормативные ограничения, такие как 14 CFR § 91.117 (Скорость самолета и аэродинамические ограничения, такие как  $V_m$  и

$M_{\infty}$  (максимальная эксплуатационная скорость полета / число Maxa). Уравнения (20-26) и (20-27) реализованы в компьютерном коде в **Раздел 20.3.12**.

§ 91.117 предусматривает максимальную скорость полета 250 KIAS на высоте 2500 футов <ч <10 000 футов и максимальная скорость полета 250 узлов <2500 футов, в зависимости от класса воздушного пространства.

## ПРИМЕР 20-1

Определять  $V_{\min}$  и  $V_{\max}$  для Learjet 45 с использованием упрощенных и скорректированных моделей сопротивления. Предположим, что постоянная тяга составляет 2000 фунтов, высота 30 000 футов и вес 20 000 фунтов.

**РЕШЕНИЕ:**

$$\text{Упрощенная модель сопротивления: } \frac{T_2 - 4kVt^2 C_{D\min}}{\rho S C_{D\min}}$$

$$\begin{aligned} \text{Скорректированная модель сопротивления: } & \frac{\frac{T_2}{T_2 + 2kVt^2 C_{L\min}} - \frac{T_2 - 4kVt^2 C_{D\min}}{\rho S C_{D\min}} + kC_{L\min}^2}{\frac{8}{\rho S C_{D\min} + kC_{L\min}^2}} \\ & < 849.4 \text{ фут} = c/4503.2 \text{ КТАС} \\ & \frac{8}{\rho S C_{D\min} + kC_{L\min}^2} : 261.5 \text{ фут} = c/154.9 \text{ КТАС} \end{aligned}$$

Можно сделать следующие наблюдения:

- (1)  $V_{\max}$  увеличивается с  $T$  средний  $\max$
- (2)  $V_{\max}$  увеличивается с  $B$
- (3)  $V_{\max}$  увеличивается, если  $C_{D\min}$  и/or уменьшается ( $A$  увеличивается).

(3) Особый случай:  $V_{\max}$  для винтовых самолетов

Если модель тяги [Раздел 15.4.3](#), Первоначальная модель тяги для винта фиксированного шага используется с винтовым самолетом, его коэффициенты А, Б, и С можно подставить непосредственно в уравнение (20-19), при условии, что они основаны на истинной воздушной скорости м/с или фт/с. В качестве альтернативы, если такая модель не была разработана, можно оценить  $V_{\max}$  предполагая вероятную эффективность пропеллера ( $\eta_p$ ) и решив следующее выражение итеративно. Обратите внимание, что это предполагает упрощенная модель сопротивления.

$$\rho S C_D V^3 - 550 \eta_p P_{\text{л.с.}}^2 - 4kVt^2 B_{\max}^2 C_{D\min}^{1/4} = 0 \quad (20-28)$$

**Термин**  $\sqrt{550 \eta_p P_{\text{л.с.}}^2 - 4kVt^2 B_{\max}^2 C_{D\min}^{1/4}}$  радикал должен удовлетворять  $550 \eta_p P_{\text{л.с.}} > 23$  западная Вирджиния  $\max C_{D\min}$  **ЭТОТ МЕТОД реализован в компьютерном коде в [Раздел 20.3.11](#).**

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(20-28)

Формулировка получается путем подстановки [Уравнение \(15-52\)](#) в уравнение(20-26):

$$\begin{aligned} \frac{T_2}{T_2 + 2kVt^2 C_{L\min}} &= \frac{2000}{2000 + 2kVt^2 C_{L\min}} = \frac{2000}{2000 + 2 \cdot 4kVt^2 C_{D\min}} \\ &= \frac{2000}{2000 + 2 \cdot 4 \cdot 2000 \cdot 0.0234} = \frac{2000}{2000 + 192} = 0.905 \end{aligned}$$

$$0.905 = \frac{727.0 \text{ фут} = c/4430.7 \text{ КТАС}}{175.9 \text{ КТАС}}$$

$$175.9 \text{ КТАС}$$

$$\begin{aligned} \frac{T_2}{T_2 + 2kVt^2 C_{L\min}} &= \frac{T_2 - 4kVt^2 C_{D\min}}{\rho S C_{D\min}} \\ \frac{550 \eta_p P_{\text{л.с.}}}{V_{\max}} &+ \frac{550 \eta_p P_{\text{л.с.}}^2}{V_{\max}^2} - 4kVt^2 C_{D\min} \end{aligned}$$

где  $P_{\text{л.с.}}$  это номинальная мощность двигателя в л.с.  
Преобразуем алгебраически:

$$\frac{550 \eta_p P_{\text{л.с.}}}{V_{\max}^2} - 4kVt^2 B_{\max}^2 C_{D\min} = \frac{550 \eta_p P_{\text{л.с.}}}{V_{\max} \rho S C_{D\min}}$$

Из чего получаем:

$$\frac{550 \eta_p P_{\text{л.с.}}}{V_{\max}^2} - 4kVt^2 B_{\max}^2 C_{D\min} = \frac{550 \eta_p P_{\text{л.с.}}}{V_{\max} \rho S C_{D\min}}$$

$$) \rho S C_{D\min} V_{\max}^3$$

$$\frac{550 \eta_p P_{\text{л.с.}}}{V_{\max}^2} - 4kVt^2 B_{\max}^2 C_{D\min}$$

$$\frac{550 \eta_p P_{\text{л.с.}}}{V_{\max}^2} - 4kVt^2 B_{\max}^2 C_{D\min}$$

### ПРИМЕР 20-2

РОН для SR22 дает крейсерскую скорость 169KTAS при 55% мощности на высоте 14 000 футов. Используя минимальный коэффициент лобового сопротивления, извлеченный для самолета в примере 16-24 ( $C_d \approx 0,02541_{\text{мин}}$ ), решить уравнение(20-28) итеративно оценить  $V_{\text{макс}}$ (здесь это крейсерская скорость при мощности 55%). Эффективность Освальда была рассчитана в примере 16-24 и составляет 0,7566. Площадь крыла составляет 144,9 фута<sup>2</sup> а плотность на высоте 14 000 футов составляет 0,001546 слагов/фут<sup>3</sup>. Предположим, что КПД винта равен 0,85, а максимальная номинальная мощность SL — 310 л.с.

**РЕШЕНИЕ:**

Начните с вычисления всех коэффициентов в уравнении(20-28) (игнорируя, чтобы показать единицы измерения):

$$\rho S C_{d_{\min}} \frac{1}{4} p_0:001546 b^2 144:9 \delta 0:02541 b \frac{1}{4} 0:005691 \\ 550 \eta_{\text{Пл}} \frac{1}{4} p 550 b \delta 0:85 b \delta 0:55 \quad 310 b \frac{1}{4} 79,709:75 \\ 4 k_{\text{Вт}}^2 C_{d_{\min}} \frac{1}{4} T_{\text{улет}}^2 \frac{1}{4} \text{являются} \quad \frac{1}{4} 48,274:42 \frac{1}{4}$$

Подставим их в уравнение(20-28) приводит к:

$$\rho S C_{d_{\min}} V_{\text{макс}} - 550 \eta_{\text{Пл}} \frac{1}{4} 0:005691 \\ - 550 \eta_{\text{Пл}} \frac{2}{4} - 4 k_{\text{Вт}}^2 B^2_{\text{макс}} C_{d_{\min}} \frac{1}{4} 0 \\ ) \quad 0:005691 V_{\text{макс}} - 79,709 - 79,709 \frac{1}{4} 48,274 B^2_{\text{макс}} \frac{1}{4} 0$$

Давайте начнем итерацию с выбора начального значения токена для  $V_{\text{макс}}$ , скажем 270 футов/с:

Итерация 1— $V_{\text{макс}}=270$  футов/с:

$$\Delta_1 \frac{1}{4} 0:005691 \delta 270 b^3 \\ - 79,709 + 79,709 \frac{1}{4} 48,274 \delta 270 b^2 \\ \frac{1}{4} 20,926:53226$$

Значение отрицательное, поэтому увеличим  $V_{\text{макс}}$ .

Итерация 2— $V_{\text{макс}}=280$  футов/с:

$$\Delta_2 \frac{1}{4} 0:005691 \delta 280 b^3 \\ - 79,709 + 79,709 \frac{1}{4} 48,274 \delta 280 b^2 \\ \frac{1}{4} 5458:251944$$

Поскольку разница меньше, чем раньше, мы приближаемся к решению. Она все еще отрицательна, поэтому давайте увеличим  $V_{\text{макс}}$  немного, скажем, 283,5 фута/с.

Итерация 3— $V_{\text{макс}}=283,5$  фут/с:

$$\Delta_3 \frac{1}{4} 0:005691 \delta 283:5 b^3 \\ - 79,709 + 79,709 \frac{1}{4} 48,274 \delta 283:5 b^2 \\ \frac{1}{4} 233:6918365$$

Продолжая таким образом, мы можем показать, что решение сходится к  $V_{\text{макс}}=167,9$  фута/с. Это составляет 167,9 KTAS, что выгодно отличается от значения РОН.

### ПРИМЕР 20-3

РОН для SR22 дает максимальную крейсерскую скорость для высот от 2000 до 17 000 футов. Используя подпрограмму [Раздел 20.3.11](#) с помощью Microsoft Excel оцените максимальную скорость полета на уровне до 25 000 футов и сравните со значениями РОН. Используйте те же свойства, которые использовались в предыдущих примерах, но учтите тот факт, что вес самолета уменьшается с высотой. То есть, при взлете на 3400 фунтов, он, безусловно, будет весить меньше на вершине подъема. Количество потребляемого топлива также указано в РОН и путем интерполяции этих данных, следующее

Было получено выражение для расчета веса как функции высоты:

$V_t \text{час} \frac{1}{4} V_{t0} - 0:000000062809 \text{час}^2 - 0:0013875 \text{час} - 0:90965$

Где вес брутто  $V_t = 3400$  фунтов.

**РЕШЕНИЕ:**

Решение было реализовано в Microsoft Excel, а результаты представлены в [Рисунок 20-7](#) были получены. Обратите внимание, что метод предполагает упрощенную модель сопротивления.

## ПРИМЕР 20-3 (продолжение)

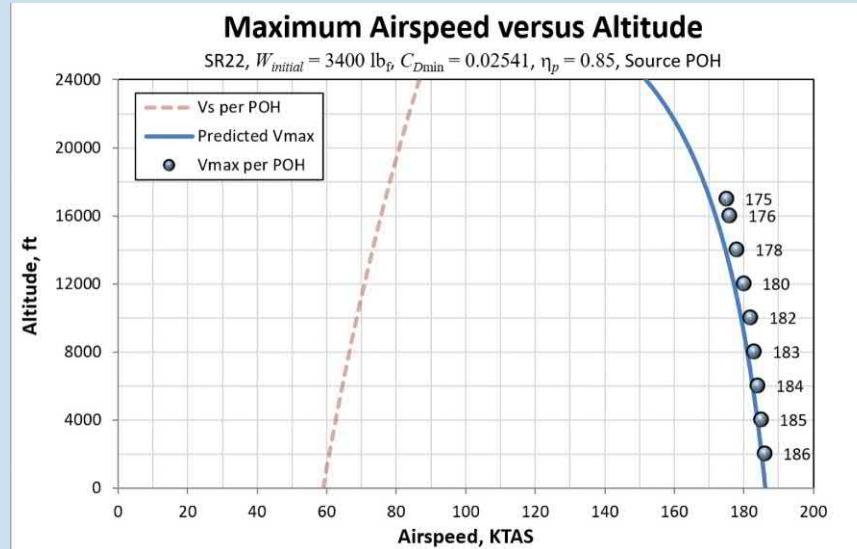


РИСУНОК 20-7 Сравнение прогнозов максимальной скорости полета, полученных с помощью компьютерного кода, представленного в этом разделе, с фактическими полетными данными из Справочника пилота (POH).

## 20.3.3 Оценка скорости сваливания

Скорость сваливания,  $V_c$ , — это минимальная скорость, при которой самолет может поддерживать высоту. Теоретически, если скорость полета замедлится на волосок ниже скорости сваливания, хорошо спроектированный самолет неконтролируемо опустит нос, сохраняя при этом уровень крыльев. За этим опусканием носа следует пикирование, во время которого самолет снова оказывается в воздухе. Это проиллюстрировано на Рисунок 9-92. При концептуальном проектировании максимальный коэффициент подъемной силы,  $C_L^{\text{макс}}$ , оценивается, допуская 1-г скорость сваливания необходиомо оценить:

$$V_c \frac{1}{4} = \frac{2Bt}{\rho S C_{L_{\text{макс}}}} \quad (20-29)$$

Рисунок 20-8 показывает, как скорость сваливания изменяется с высотой в зависимости от конкретных типов воздушной скорости. Рассмотрим скорость сваливания 120 KEAS (которая постоянна с высотой). Пилот увидит  $V_c$  немного увеличиваются в показателях индикаторной и/или калиброванной воздушной скорости. Напротив, истинная воздушная скорость значительно увеличивается с высотой. Она влияет на ударные нагрузки при аварийных посадках и долговечность тормозов для самолетов, постоянно эксплуатируемых с высокогорных аэропортов.

(1) Скорость сваливания выравнивается с коэффициентом нагрузки

Если самолет выполняет какой-то определенный маневр на уровне крыльев, например, петлю, он подвергается увеличению коэффициента нагрузки. Если общий коэффициент нагрузки обозначается как ( $n$  для горизонтального полета), скорость сваливания изменится и может быть рассчитана путем внесения следующих изменений в уравнение (20-29):

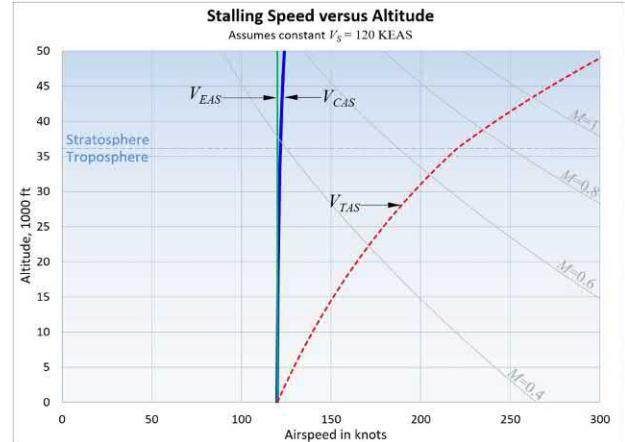


РИСУНОК 20-8  $V_c$  в KEAS, KCAS и KTAS как функция высоты.

$$V_c \frac{1}{4} = \frac{2Bt}{\rho S C_{L_{\text{макс}}}} \frac{1}{n} \frac{B}{\cos \phi} \quad (20-30)$$

## (2) Скорость сваливания во время виража

Если угол крена самолета равен  $\phi$  в горизонтальном полете (горизонтальный разворот с постоянной скоростью), то коэффициент нагрузки, действующий на него, увеличивается. Таким образом, его скорость сваливания увеличивается. Используя уравнение (20-30), скорость сваливания при определенном угле крена  $\phi$  определяется по формуле

$$V_c \frac{1}{4} = \frac{2Bt}{\rho S C_{L_{\text{макс}}} \cos \phi} \frac{B}{\cos \phi} \quad (20-31)$$

(3) Скорость сваливания на одном уровне с учетом тяги, закрылков и эффектов центра тяжести

На практике скорость сваливания зависит от тяги двигателя, отклонения закрылков и положения ЦТ. Тяга и выпущенные закрылки снижают скорость сваливания, а переднее положение ЦТ ее увеличивает. Передний ЦТ требует более высокого

загрузка, которая будет создана НТ для балансировки. Эта нагрузка добавляется к весу самолета, что означает, что крыло должно создавать подъемную силу, большую, чем вес самолета. Это увеличивает скорость сваливания. Тот же стабилизирующий эффект от закрылков также сделает снижение скорости сваливания меньше, чем при его отсутствии. Чтобы приблизительно оценить эти эффекты, скорость сваливания должна быть рассчитана, как показано ниже:

$$\frac{M_{Bt}}{L_{Xt} - \frac{x_t \sin \alpha - z_t \cos \alpha}{L_{Xt} - X_{CG} + x_h} + \sin \alpha T} = \frac{2}{\rho S C_L} \left( 1 - \frac{X_{CG} - x_h}{L_{Xt}} \right)^{\frac{1}{4}} \quad (20-32)$$

Где  $M_{Bt}$  — момент тангажа крыла относительно аэродинамического центра крыла. См. Рисунок 20-9 для размеров  $x_{CG}$ ,  $x_h$ ,  $z_t$ ,  $l_{HT}$ . Это выражение подходит только для обычных конфигураций хвост-корпуса. Для решения требуется итерационная схема, поскольку оба  $M_{Bt}$  и  $T$  зависят от скорости полета. Если известна ожидаемая скорость сваливания, ее можно использовать для расчета  $M_{Bt}$  и  $T$ , которые затем могут быть использованы в качестве констант в формулировке с приемлемой точностью. Однако реализация вычислений в электронной таблице облегчит решение итеративно. Обратите внимание, что эффект закрылков должен быть учтен

для в переменной  $M_{Bt}$ . Пример 20-4 демонстрирует использование этого уравнения и оценивает его точность.

### ВЫВОД УРАВНЕНИЙ(20-29)–(20-31)

Формула получена из Уравнение (8-7), решая уравнение подъемной силы для  $V_\infty$ . Это применимо ко всем трем уравнениям:

$$\frac{1}{2} \rho V_\infty^2 C_L = \frac{2 V_\infty}{\rho S C_L}$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(20-32)

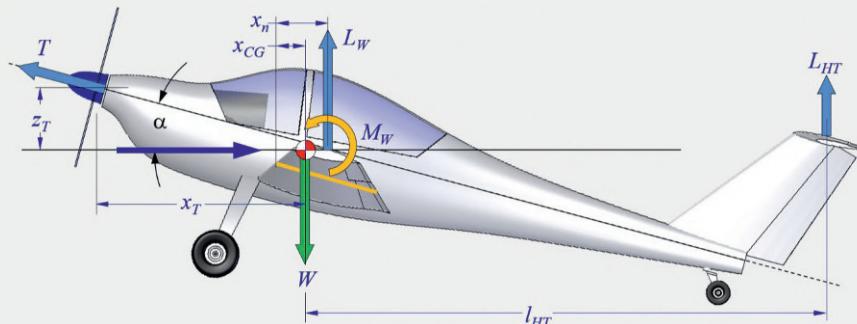


РИСУНОК 20-9 Простая система, используемая для получения простейшей формулы сопротивления дифферента.

Ссылаясь на Рисунок 20-9, статика требует следующего для поддержания в устойчивом горизонтальном полете, где в точке сваливания подъемная сила крыла,  $L_{Bt}$ , будет зависеть от максимального коэффициента подъемной силы крыла.

Ссылаясь на Рисунок 20-9, статика требует следующее

удерживающее в устойчивом горизонтальном полете (положительные моменты по часовой стрелке):

$$X \quad \Phi \frac{1}{4} \rho V_\infty^2 L_{Bt} + L_{ht} + T \sin \alpha - Bt \frac{1}{4}$$

$$X \quad M_{Bt} \frac{1}{4} \rho V_\infty^2 C_L L_{ht}$$

$$- \rho L_{ht} X_{CG} + x_h \frac{1}{4} \rho V_\infty^2$$

$$+ x_t T \sin \alpha - z_t T \cos \alpha \frac{1}{4}$$

Обратите внимание, что  $M_{Bt}$  — отрицательное (нос вниз) значение. Следуя аналогичному процессу, как и для вывода Уравнение (16-142),

уравнение момента можно решить для уравновешивающей силы, которую должен генерировать ГТ:

$$\frac{M_{Bt} + \delta X_{CG} - x_h \frac{1}{4} \rho V_\infty^2 L_{ht} + x_t T \sin \alpha - z_t T \cos \alpha}{L_{ht} \frac{1}{4} \rho V_\infty^2} = \frac{M_{Bt}}{L_{ht} - X_{CG} + x_h}$$

Это включает в себя любую эффективность хвоста,  $\eta_{ht}$ , подвергается НТ. Подстановка этого результата в уравнение силы и упрощение приводит к

$$\frac{L_{ht}}{L_{ht} - X_{CG} + x_h} = \frac{L_{ht} \frac{1}{4} \rho V_\infty^2 W}{L_{ht} - X_{CG} + x_h} - \frac{M_{Bt}}{L_{ht} - X_{CG} + x_h}$$

$$= \frac{x_t \frac{1}{4} \rho V_\infty^2 \eta_{ht} T \sin \alpha - z_t \frac{1}{4} \rho V_\infty^2 \eta_{ht} T \cos \alpha}{L_{ht} - X_{CG} + x_h} + \sin \alpha T$$

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ (20-32)

(продолжение)

Решение для  $L_{B2}$  приводит к

$$\begin{aligned} L_{B2} &= \frac{X_{CG-XH}}{L_{XT}} - W \cdot \frac{M_{BT}}{L_{XT}-XCG+XH} \\ &= \frac{X_T \sin\alpha}{L_{XT}-XCG+XH} + \sin\alpha T \end{aligned}$$

В стойле,  $L_{B2} \approx 0.14$ , поэтому решаем для  $B$  схождность:

$$B \approx \frac{2}{\rho S C_{L_{max}}} \left( 1 - \frac{X_E-X_H}{L_{XT}} \right) W - \frac{M_{BT}}{L_{XT}-XCG+XH} - \frac{\sin\alpha - \sin\alpha T}{L_{XT}-XCG+XH} + \sin\alpha T$$

### ПРИМЕР 20-4

Определите скорость сваливания  $SL$  (т.е.  $inKCAS$ ) при его переднем и заднем ограничениях ЦТ при полном весе, с полной мощностью и без нее, используя уравнение (20-32). Предположим, что угол атаки при сваливании составляет 16 градусов, максимальный коэффициент подъемной силы — 1,45, а параметры следующие:

$C_{L_{max}}$ Площадь крыла	см $^2$ 13,783	фута	$B = \frac{1}{4} W_{брутто}$
	14144,9	фута	1/43400 фунтов
$C_{MBT}$ 0,06		ЛХТ	
	ЛХТ 14,06	футов	
$XCG_{перед}$ 140,192	с	МГЦ ХСГа	1/40,315 СМГЦ ХН 1/40,40 СМГЦ
		(предполагается)	
ХН 145	футов	ЗТ 1/41	1/4 Пропеллер
			эффективность 1/40,65

Предел прямого ЦТ составляет 0,192 смгц, а кормовая часть на 0,315 смгц, согласно РОН. Сравните значения выключения питания с РОН (Вспри переднем ЦТ 70 KCAS и при заднем ЦТ 69 KCAS). Поэтому используйте 70 KCAS для расчета значения  $M_{BT}$ .

#### РЕШЕНИЕ:

Решение будет продемонстрировано только для одного случая из четырех запрошенных; случай выключения переднего ЦТ. Будут представлены только результаты для остальных.

Момент тангажа крыла при 70 KCAS составляет:

$$\begin{aligned} M_{BT} &= \frac{1}{2} \rho V_e^2 C_{L_{max}} C_{MBT} \\ &= \frac{1}{2} \cdot 0.002378 \cdot 70 \cdot 1.688 \cdot 144.9 \cdot 0.192 \cdot 0.06 \\ &= 14.56 \text{ фут-фунтов} \end{aligned}$$

Для случаев включения двигателя используйте следующую тягу при 70 KCAS, заданную по формуле Уравнение (15-52):

$$T = \frac{\eta_{n550} P_{VH}}{B_w} = \frac{0.65 \cdot 550 \cdot 0.310}{70 \cdot 1.688} = 14.938 \text{ фунтов}$$

Упростить уравнение (20-32) и определить значение  $L_{D_{max}}$  следующим образом:  $B = A \cdot B_w$

Здесь решается случай отключения питания и прямого ЦТ (предположим,  $T=0$ ). Это дает следующие значения  $A$ ,  $B$ ,  $C$ :

$$A = \frac{2}{\rho S C_{L_{max}}} = \frac{2}{0.002378 \cdot 144.9 \cdot 0.192} = 4.03$$

$$\begin{aligned} B &= \frac{X}{L_{XT}} = \frac{1}{14.06} = 0.0714 \\ C &= \frac{M_{BT}}{L_{XT}-XCG+XH} = \frac{14.56}{14.06-14.56} = -0.0714 \text{ фунтов} \end{aligned}$$

Таким образом, скорость сваливания при выключенном двигателе на переднем ходу

$$C_L = \frac{1}{4} \rho V^2 C_{L_{max}} = \frac{1}{4} \cdot 0.002378 \cdot 14.06^2 \cdot 1.45 = 0.03437 \text{ фунтов}$$

Аналогично, скорость сваливания при выключенном двигателе на заднем ходу

$$C_L = \frac{1}{4} \rho V^2 C_{L_{max}} = 0.0703 \text{ фунтов}$$

Следовательно, скорость сваливания при выключенном двигателе на заднем ходу

$$C_L = 0.0703 \text{ фунтов}$$

Анализ показывает, что результаты при отключении питания выгодно отличаются от опубликованных цифр.

#### 20.3.4 Воздушная скорость при максимальном аэродинамическом качестве

Одним из важнейших параметров летных характеристик самолета является его максимальное аэродинамическое качество,  $L_{D_{max}}$ . В дополнение к свойствам, указанным в пункте (3) этого раздела, это отношение указывает, насколько далеко самолет будет планировать с заданной высоты (см. Раздел 22.3.8, (Расстояние скольжения). Таблица 16-22 показывает типичные значения для  $L_{D_{max}}$  для нескольких классов самолетов.

Это соотношение обычно известно как лучшее качество скольжения, реже, как минимально необходимое отношение тяги к весу. Вот два метода расчета  $L_{D_{max}}$  представлены: один с использованием упрощенной, а другой — скорректированной модели сопротивления. При использовании упрощенной модели сопротивления,  $L_{D_{max}}$  определяется

$$L_{D_{max}} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{1}{4 \cdot \frac{1}{C_D} - \frac{1}{C_{D_{min}}}} \quad (20-33)$$

Рисунки 20-11 и 20-12 показывают, что воздушная скорость  $L_{D_{max}}$  изменяется с высотой в терминах KTAS, но не KCAS. Это полезно для пилота, которому нужно запомнить только одно число; значение KCAS. При использовании скорректированной модели сопротивления,  $L_{D_{max}}$  определяется с помощью следующего выражения:

$$\frac{L/D_{\max}}{C_L} = \frac{1}{4} \frac{C_D}{C_D} \frac{4k C_D + \delta 2k C_{D_{\min}}}{V^2 - 2k C_{D_{\min}}} \quad (20-34)$$

Выражения показывают, что величина  $L/D_{\max}$  не зависит от высоты. Слиз  $L/D_{\max}$  называется  $C_L$ , можно определить с помощью следующих соотношений:

$$\text{Упрощенная модель сопротивления: } C_L = \frac{1}{4} \frac{C_D}{K} \quad (20-35)$$

$$\text{Скорректированная модель сопротивления: } C_L = \frac{1}{4} \frac{C_D}{K} + C_2 \quad (20-36)$$

#### (1) Скорость полета для $L/D_{\max}$

Скорость полета, с которой  $L/D_{\max}$  достигается, является обязательным с точки зрения безопасности. Пилоты одномоторных самолетов обучаются устанавливать эту скорость полета как можно скорее в случае отказа двигателя. Это обеспечивает максимальную дальность планирования, тем самым повышая выживаемость. Это также известно как Скорость полета для минимально необходимой тяги. Использование упрощенной модели сопротивления, воздушная скорость для  $L/D_{\max}$  дано Уравнением(20-39), повторено здесь для удобства.

$$V_{L/D_{\max}} = \frac{1}{4} \frac{B}{\rho} \frac{B}{C} \frac{T}{C} \frac{K}{C_D} \quad (20-37)$$

При использовании скорректированной модели сопротивления, воздушная скорость определяется по формуле

Уравнение(20-40):

$$V_{L/D_{\max}} = \frac{1}{4} \frac{B}{\rho} \frac{B}{C} \frac{T}{C} \frac{K}{C_D + K C_2} \quad (20-38)$$

(2) Различные коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления

Как показывают многие методики, описанные в этой главе, многие важные оптимальные эксплуатационные свойства могут быть извлечены после определения поляры сопротивления. В частности, если упрощенные и скорректированные модели сопротивления используются либо с постоянной тягой (реактивный двигатель), либо с постоянной мощностью (винтовой двигатель) с воздушной скоростью, многие оптимальные скорости полета связаны с тремя определенными соотношениями  $C_L/C_D$ : ( $C_L/C_D$ )<sub>max</sub>, ( $C_L^{1.5}/C_D$ )<sub>max</sub>, и ( $C_L/C_D$ )<sub>0.5</sub>.

Эти соотношения совместно нанесены на график Рисунок 20-10 для Learjet 45, показывая их относительное положение и величину их оптимумов. Конкретные отношения перечислены в Таблица 20-2. Примечание: На практике тяга и мощность редко бывают постоянными с воздушной скоростью. Воздушные скорости в таблице должны рассматриваться с этой точки зрения.

РИСУНОК 20-10 Различные удельные коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления.

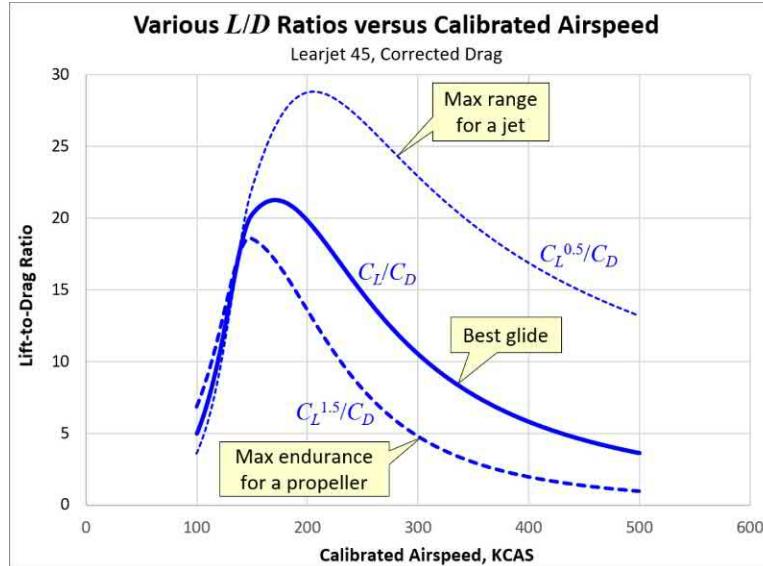


ТАБЛИЦА 20-2 Оптимальные скорости полета предполагают упрощенные/скорректированные модели сопротивления.

	CONSTANT THRUST - JET	CONSTANT POWER - PROPELLER
$(C_L/C_D)_{\max}$	Maximum glide distance ( $V_{L/D_{\max}}$ )	Maximum glide distance ( $V_{L/D_{\max}}$ )
	Minimum drag or thrust required ( $V_{T/R_{\min}}$ )	Minimum drag or thrust required ( $V_{T/R_{\min}}$ )
	Maximum endurance ( $V_{E_{\max}}$ )	Maximum range ( $V_{R_{\max}}$ )
	Maximum $V_{CAR} = 1.32 V_{L/D_{\max}}$	Maximum $V_{CAR} = 1.32 V_{L/D_{\max}}$
$(C_L^{1.5}/C_D)_{\max}$	Minimum power required ( $V_{P_{\min}}$ )	Minimum power required ( $V_{P_{\min}}$ )
	Maximum AOC ( $V_A$ )	Maximum ROC ( $V_Y$ )
	-	Maximum endurance ( $V_{E_{\max}}$ )
$(C_L^{0.5}/C_D)_{\max}$	Maximum range ( $V_{R_{\max}}$ )	Max performance efficiency ( $D/V_{\infty} \min$ )
	Max performance efficiency ( $D/V_{\infty} \min$ )	-

### ПРИМЕР 20-5

Сравните максимальное аэродинамическое качество для Learjet 45, используя упрощенную, скорректированную и «исправленную» модели сопротивления, где последняя — это скорректированная модель, скорректированная с учетом роста сопротивления на низкой скорости. Каково  $L/D_{\max}$  в котором  $L/D_{\max}$  происходит для первых двух? Постройте три формы  $L/D$  как функция калиброванной воздушной скорости и скорректированной скорости на высоте SL, 15 000 футов и 30 000 футов.

#### РЕШЕНИЕ:

Используя упрощенную модель сопротивления, получаем:

$$\frac{L/D_{\max}}{4C_D} = \frac{1}{4C_D} = \frac{1}{0.0200} = 50$$

$$C_L = \frac{1}{4} \cdot \frac{1}{0.0200} = 0.05236$$

Используя скорректированную модель сопротивления, мы начинаем с расчета коэффициента подъемной силы  $L/D_{\max}$  следующее:

$$C_L = \frac{1}{4} \cdot \frac{1}{0.05236} = 19.12$$

$$4C_D + \frac{\rho^2 C_D}{2} = \frac{1}{0.05236} = 19.12$$

$$C_L = \frac{1}{4} \cdot \frac{1}{0.05236} = 19.12$$

The  $L/D$  как функция запрошенных скоростей полета отображены на графике Рисунок 20-11 и 20-12. Рисунок 20-11 показывает, как упрощенная модель приводит к снижению  $L/D_{\max}$  чем скорректированные и исправленные. Это потенциальная ловушка для нового конструктора самолета. Во-первых, это приводит к меньшей дальности, чем та, которую, скорее всего, будет иметь реальный воздух. Рисунок 20-12 показывает, что величина  $L/D_{\max}$  зависит от высоты. Фактически, это происходит при одном и том же KEAS на всех высотах. Обратите внимание, что формулировка не учитывает изменение минимального коэффициента сопротивления,  $C_D$ , из-за изменения числа Рейнольдса с высотой, а также из-за наличия волнового сопротивления на более высоких скоростях полета.

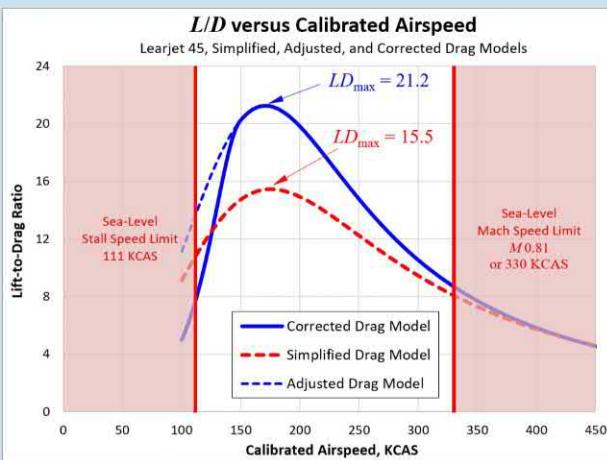


РИСУНОК 20-11 Максимальное аэродинамическое качество ( $L/D$ ) для Learjet 45 с использованием каждой модели сопротивления.

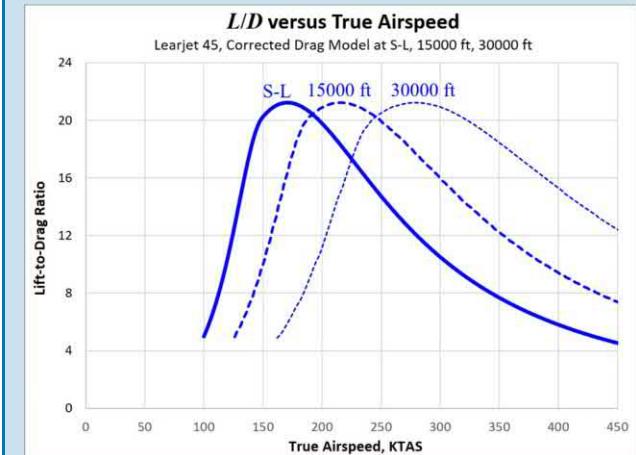


РИСУНОК 20-12 Изменение  $L/D$  с истинной воздушной скоростью, используя упрощенную модель сопротивления.

### ВЫВОД УРАВНЕНИЙ(20-33) ЧЕРЕЗ(20-36)

Начните с написания выражения для  $L/D$ :

$$\frac{L/D}{4C_D} = \frac{C_L}{C_D + k \delta C_L - C_{D_{\min}} \frac{\rho^2}{2}}$$

$$\frac{1}{4} \frac{C_L}{C_D + k \delta C_L - C_{D_{\min}} \frac{\rho^2}{2}} =$$

Дифференцировать по отношению к  $C_L$ , используя правило произведения

$$\frac{\Gamma}{dC_L} \frac{C_L}{C_D} = 0$$

$$\frac{1}{4} \frac{\Gamma \delta C_L \rho^2 @}{dC_L} \frac{1}{C_D + k \delta C_L - C_{D_{\min}} \frac{\rho^2}{2}} = -A$$

$$+ \delta C_L \frac{\Gamma}{dC_L} @ \frac{1}{C_D + k \delta C_L - C_{D_{\min}} \frac{\rho^2}{2}} = -A$$

Выполните дифференцирование и выполните алгебраические преобразования, чтобы получить:

$$\frac{\Gamma}{dC_L} \frac{C_L}{C_D} \frac{1}{4} \frac{1}{C_D + k \delta C_L - C_{D_{\min}} \frac{\rho^2}{2}} =$$

$$- \frac{2kC_D - 2kC_{D_{\min}}}{C_D + k \delta C_L - C_{D_{\min}} \frac{\rho^2}{2}} \frac{C_L}{C_D + k \delta C_L - C_{D_{\min}} \frac{\rho^2}{2}}$$

Перекрестно умножаем и продолжаем манипулировать, чтобы получить

$$\frac{\Gamma}{dC_L} \frac{C_L}{C_D} \frac{1}{4} \frac{-kC_D + C_{D_{\min}} + kC_{D_{\min}} \frac{\rho^2}{2}}{C_D + k \delta C_L - C_{D_{\min}} \frac{\rho^2}{2}}$$

## ВЫВОД УРАВНЕНИЙ (20-33) ЧЕРЕЗ (20-36)(продолжение)

Таким образом, максимум может быть найден для Сл когда числитель равен нулю, или:

$$-kC_{d\min} + C_2 \frac{1}{L_{\min}} = 0$$

Используя это выражение, значение Сл сводится к

$$C_l \frac{1}{4} \frac{C_{d\min} + C_2}{K} L_{\min} = 0 \quad (ii)$$

Это уравнение (20-36) и это Слиз Л<sub>макс</sub>. Подставим это в уравнение (я) получить:

$$\begin{aligned} \frac{C_l}{C_d} \max &= \frac{1}{4} \frac{C_l}{C_{d\min} + kC_2 C_l L_{\min}} \frac{1}{B^2} \max \\ &\frac{1}{4} \frac{C_{d\min} + C_2}{C_{d\min} + kC_2 C_l L_{\min}} \frac{1}{B^2} \end{aligned}$$

Для ясности рассмотрим знаменатель отдельно:

$$\begin{aligned} &kC_2 - 2kC_l L_{\min} \quad C_l + C_d \min + C_2 \frac{1}{L_{\min}} \\ &\frac{1}{4} K \frac{C_{d\min} + C_2}{K} L_{\min} \\ &- 2kC_l L_{\min} \frac{C_{d\min} + C_2}{K} L_{\min} \\ &+ C_{d\min} + C_2 \frac{1}{L_{\min}} \frac{1}{4} 2C_{d\min} + C_2 \frac{1}{L_{\min}} \\ &- 2kC_l L_{\min} \frac{C_{d\min} + C_2}{K} L_{\min} \end{aligned}$$

Отмечая, что  $(C_l/C_d) \max \frac{1}{4} (C_d/C_l) \min$  мы получаем:

$$\begin{aligned} &\frac{C_d}{C_l} \min \\ &\frac{2C_d \min + kC_2^2}{4} - 2kC_l \frac{C_{d\min} + C_2}{K} L_{\min} \\ &\frac{C_d}{C_l} \min \frac{2k \frac{C_{d\min} + C_2}{K} L_{\min}}{\frac{C_{d\min} + C_2}{K} L_{\min}} \\ &\frac{1}{4} \frac{4kC_{d\min} + \delta 2kC_2}{4kC_{d\min} + \delta 2kC_l} \frac{1}{B^2} - 2kC_l \frac{1}{L_{\min}} \end{aligned}$$

Чтобы получить уравнение (20-33), заменять  $C_l \min \frac{1}{4} 0$  в вышесказанное результат. Чтобы получить уравнение (20-35), заменять  $C_l \min \frac{1}{4} 0$  в Уравнение (20-36).

## ВЫВОД УРАВНЕНИЙ (20-37) И (20-38)

The Сл для  $L \max$  с использованием скорректированной модели сопротивления:

$$C_l \frac{1}{4} \frac{C_{d\min} + C_2}{K} L_{\min}$$

Подставим это в уравнение подъемной силы и решим для  $B^2$ , который является  $\frac{1}{4} \frac{2B^2}{\rho S C_l} \frac{1}{L_{\min}}$

$$\begin{aligned} B^2 \max &= \frac{2B^2}{\rho S C_l} \frac{1}{L_{\min}} \\ &\frac{1}{4} \frac{2B^2}{\rho S C_l} \frac{1}{L_{\min}} = \frac{2B^2}{\rho S \frac{C_{d\min} + C_2}{K} L_{\min}} \\ &\frac{1}{4} \frac{2B^2}{\rho S} \frac{1}{C} \frac{1}{L_{\min}} = \frac{2B^2}{C_{d\min} + kC_2 \frac{1}{L_{\min}}} \end{aligned}$$

Чтобы получить уравнение (20-37), заменять  $C_l \min \frac{1}{4} 0$  в вышесказанное результат.

### 20.3.5 Скорость полёта при минимально необходимой тяге

Нижний график в Рисунок 17-13 показывает отчетливый минимум на кривой тяги-требования. Скорость полета, при которой это происходит, называется воздушная скорость минимально необходимой тяги и обозначается как  $B_{TR}$ . При использовании упрощенного перетаскивания модель  $B_{TR}$  рассчитывается из:

$$B_{TR} \min \frac{1}{4} \frac{T_2}{\rho} \frac{B^2}{C} \frac{K}{C_{d\min}} \quad (20-39)$$

Если используется скорректированная модель сопротивления, она определяется как

$$B_{TR} \min \frac{1}{4} \frac{T_2}{\rho} \frac{B^2}{C} \frac{K}{C_{d\min} + kC_2 \frac{1}{L_{\min}}} \quad (20-40)$$

Подставляя уравнение (20-40) в уравнение подъемной силы, можно показать, что коэффициенты подъемной силы, связанные с указанными выше скоростями воздуха, определяются уравнениями (20-35) и (20-36), соответственно. Подставляя уравнение (20-36) в уравнение сопротивления приводит к следующим выражениям для минимально необходимой тяги:

Упрощенная модель сопротивления:

$$T_{TR} \min \frac{1}{4} B^2 \frac{K}{C_{d\min}} - \frac{C_{d\min} + kC_2}{C_{d\min}} \quad (20-41)$$

Скорректированная модель сопротивления:

$$T_{TR} \min \frac{1}{4} B^2 \frac{K}{C_{d\min} + kC_2 \frac{1}{L_{\min}}} - \frac{C_{d\min} + kC_2 \frac{1}{L_{\min}}}{C_{d\min} + kC_2 \frac{1}{L_{\min}}} \frac{1}{B^2} \quad (20-42)$$

Где Сл это то, что получено с помощью уравнения (20-35) или (20-36)

Альтернативное выражение, дающее те же результаты, —

получено с использованием уравнения (20-22):

$$T_{TR} \min \frac{1}{4} B^2 \frac{K}{C_{d\min}} \quad (20-43)$$

Скорректированная модель сопротивления:

$$T_{D\min} \frac{1}{4} C_D + k C_L^2 - 2V_k K_{L\min D} \quad (20-44)$$

### ПРИМЕР 20-6

Learjet 45 летает на высоте 30 000 футов при весе 20 000 фунтов. $\phi$ . Определите минимальную тягу и соответствующую калиброванную воздушную скорость, которую должен поддерживать пилот (пренебрегая эффектом сжимаемости):

**РЕШЕНИЕ:**

Упрощенное перетаскивание:

$$\begin{aligned} & \text{пф } \dots \\ & T_{D\min} \frac{1}{4} C_D + k C_L^2 - 2V_k K_{L\min D} \\ & \text{-----} \\ & V_{D\min} \frac{1}{4} \frac{2020000}{0:0008897} \frac{0:05236}{0:0200} \frac{0:05236}{0:0200} \frac{1294}{1294} \text{ фунтф} \\ & \text{-----} \\ & \frac{1}{4} 483:2 \text{ фут} = c \frac{1}{4} 286:2 \text{ КТАС} \\ & ) \quad V_{D\min} \frac{1}{4} 286:2 \frac{0:0008897}{0:002378} \frac{175:1 \text{ KCAS}}{0:002378} \\ & \text{Для экономии топлива пилот должен поддерживать скорость полета 175KCAS. Также интересно решить задачу с использованием скорректированной модели сопротивления. Это дает следующую требуемую тягу:} \\ & T_{D\min} \frac{1}{4} C_D + k C_L^2 - 2V_k K_{L\min D} \\ & \text{-----} \\ & \frac{1}{4} 2020000 \frac{1}{4} 0:05236 \frac{0:0200}{0:0200} \frac{0:05236}{0:05236} \frac{1941:6}{1941:6} \text{ фунтф} \end{aligned}$$

Скорректированная модель сопротивления показывает, что требуемая тяга будет еще меньше — 941,6 фунта. $\phi$ . Уравнение(20-40) дает воздушную скорость, которую пилот должен поддерживать:

$$\begin{aligned} & V_{D\min} \frac{1}{4} \frac{T}{C} \frac{Bt}{S} \frac{K}{C_D + k C_L^2} \frac{1471:3}{1471:3} \text{ фут} = c \\ & \frac{1}{4} 279:2 \text{ КТАС} \\ & ) \quad V_{D\min} \frac{1}{4} 279:2 \frac{0:0008897}{0:002378} \frac{171 \text{ KCAS}}{171 \text{ KCAS}} \end{aligned}$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЙ(20-39) ЧЕРЕЗ (20-42)

Расширяя скорректированную модель сопротивления и заменяя  $2V_t/(pV_\infty C)$  для  $C_L$ , мы можем записать сопротивление следующим образом

$$D \frac{1}{4} \frac{1}{2} \rho V_\infty C C_{D\min} + \frac{2kV_t^2}{\rho V_\infty C} - 2kV_t C_{L\min D} + \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 C k K_L$$

Дифференцируйте это относительно  $V$  и упростим, чтобы получить

$$\frac{\partial D}{\partial V} \frac{1}{4} \rho V_\infty C C_{D\min} + k C_{L\min D}^2 - \frac{4kV_t^2}{\rho V_\infty C}$$

Приравняем к нулю и решим  $V$  и затем для  $V_\infty$ , дает

$$\begin{aligned} & B \frac{1}{4} \frac{2V_t^2}{\rho S} \frac{K}{C_{D\min} + k C_{L\min D}} \\ & ) \quad V_{D\min} \frac{1}{4} \frac{T}{C} \frac{Bt}{S} \frac{K}{C_{D\min} + k C_{L\min D}} \end{aligned}$$

Это уравнение(20-40). Заменять  $C_L$   $\frac{1}{4} 0$  в это выражение для получения уравнения(20-39). Чтобы определить  $T_{D\min}$ , суб-заменитель уравнения(20-36) в выражение для скорректированного коэффициента сопротивления

$$\begin{aligned} & C_L \frac{1}{4} \frac{C_{D\min}}{K} + C_{L\min D} \\ & ) \quad C_D \frac{1}{4} C_D + k C_L C_{L\min D} \frac{Bt}{2} \\ & ) \quad T_{D\min} \frac{1}{4} \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 T_{D\min} C_{D\min} \\ & \frac{1}{4} \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 T_{D\min} C_{D\min} + k C_L C_{L\min D} \frac{Bt}{2} \\ & \frac{1}{4} \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 T_{D\min} \frac{K}{C_{D\min} + k C_{L\min D}^2} \end{aligned}$$

Где,  $C_L$  подразумевается  $C_{L\min D}$ , который получен путем Уравнение(20-35) или (20-36). Это уравнение(20-42). Заменитель тута  $C_L \frac{1}{4} 0$  в это выражение, чтобы получить уравнение(20-41).

### ВЫВОД УРАВНЕНИЙ(20-43) И (20-44)

Скорость воздуха как функция тяги была найдена из уравнения(20-22):

$$V_\infty \frac{1}{4} T \frac{T}{T+2kVtC_{L\min D}} \frac{\delta T + 2kVtC_{L\min D}}{\rho S C_{D\min} + k C_{L\min D}}$$

## ВЫВОД УРАВНЕНИЙ (20-43) И (20-44)

(продолжение)

Когда внутренний радикал равен нулю, решение имеет вид  $T_{\text{TR}}^{\min}$ . Таким образом, соответствующая тяга равна  $T_{\text{TR}}^{\min}$  и может быть определена следующим образом:

$$\begin{aligned} \delta T_{\text{TR min}} + 2VKK_{L_{\text{min}}} \frac{V_2 - 4Vt^2}{C_D_{\text{min}}} + KC_2_{L_{\text{min}}} &= 0 \\ T_{\text{TR min}} + 4VKK_{L_{\text{min}}} \frac{T_{\text{TR min}}}{C_D_{\text{min}}} - 4Vt^2KC_D_{\text{min}} &= 0 \end{aligned}$$

Решение квадратичной формулы имеет вид:

$$\begin{aligned} T_{\text{TR min}} \frac{1}{4} \frac{-4VKK_{L_{\text{min}}} \frac{V^2 + 16Vt^2KC_D_{\text{min}}}{C_D_{\text{min}}}}{2} \\ , \quad T_{\text{TR min}} \frac{1}{4} \frac{-4VKK_{L_{\text{min}}} \frac{16Vt^2KC_2_{L_{\text{min}}} + 16Vt^2KC_D_{\text{min}}}{C_D_{\text{min}}}}{2} \\ , \quad T_{\text{TR min}} \frac{1}{4} - 2VKK_{L_{\text{min}}} \frac{2Vt^2KC_D_{\text{min}} + KC_2_{L_{\text{min}}}}{C_D_{\text{min}}} \end{aligned}$$

Только положительное решение имеет физический смысл. Это уравнение (20-44). Заменить  $C_D_{\text{min}} \frac{1}{40}$  в это выражение, чтобы получить Уравнение (20-43).

## 20.3.6 Скорость полета при минимально необходимой мощности

Верхний график в Рисунок 17-12 показывает отчетливый минимум на кривой требуемой мощности. Скорость полета, при которой это происходит, называется воздушная скорость минимально необходимой мощности и обозначается как  $V_{PR_{\text{min}}}$ . При использовании упрощенной модели сопротивления, это дается

При использовании скорректированной модели сопротивления, это дается

$$BPR_{\text{min}} \frac{1}{4} \frac{2}{\rho} \frac{Vt}{C} AC_{L_{\text{min}}} + \delta AC_{L_{\text{min}}} \frac{V^2 + A}{C}$$

(20-46)

Где

$$BPR_{\text{min}} \frac{1}{4} \frac{T^2}{\rho} \frac{Vt}{C} \frac{K}{3C_D_{\text{min}}} \quad (20-45)$$

$$A \frac{1}{4} \frac{K}{3C_D_{\text{min}} + KC_2_{L_{\text{min}}}} = \frac{K}{3C_D_{\text{min}} + KC_2_{L_{\text{min}}}} \quad (20-47)$$

## ВЫВОД УРАВНЕНИЙ (20-45) И (20-46)

Расширяя скорректированную модель сопротивления и заменяя  $2Vt/(pV_2 \cdot C)$  для  $C_L$ , мы можем записать требуемую мощность следующим образом

$$DV \frac{1}{4} pB \frac{1}{2} \frac{3}{2} C_D_{\text{min}} + \frac{2KV^2}{\rho V_\infty C} - 2KVt C_{L_{\text{min}}} B_\infty + \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 C_D K_2_{L_{\text{min}}}$$

Дифференцируйте это относительно  $B$  и упростим, чтобы получить

$$\frac{\partial \delta DV}{\partial B} \frac{1}{4} \frac{3}{2} \rho V_\infty^2 C_D \frac{K}{C} - 2KVt C_{L_{\text{min}}} - \frac{2KV^2}{\rho V_\infty C} - 2KVt C_{L_{\text{min}}}$$

Приравняем к нулю, переставим и пусть  $B = B_\infty$ :

$$T \frac{2}{3} \frac{2Vt}{\rho S} \frac{C_{L_{\text{min}}}}{C_D_{\text{min}} + KC_2_{L_{\text{min}}}} - \frac{2Vt^2}{\rho S} \frac{K}{3C_D_{\text{min}} + KC_2_{L_{\text{min}}}} = 0$$

Решите квадратную форму для  $t$  затем для  $B_\infty$ , дает

$$B_\infty \frac{2}{4} \frac{2}{\rho} \frac{Vt}{C} \frac{6}{3C_D_{\text{min}} + KC_2_{L_{\text{min}}}} - \frac{2}{\rho} \frac{Vt}{C} \frac{50}{3C_D_{\text{min}} + KC_2_{L_{\text{min}}}} - A + \frac{K}{3C_D_{\text{min}} + KC_2_{L_{\text{min}}}} = 0$$

Это уравнение (20-46). Заменять  $C_{L_{\text{min}}} \frac{1}{40}$  в это выражение, чтобы получить уравнение (20-45).

20.3.7 Скорости полета при максимальной скорости полета и максимальной высоте полета

### (1) Винтовой самолет

Для скорости полета с максимальной скороподъемностью ( $V_i$ ) видеть

[Уравнения \(19-36\)](#) и [\(19-37\)](#) из [Раздел 19.3.3](#), Формулировка наилучшей (максимальной) скорости набора высоты. Для скорости полета с максимальным углом набора высоты ( $V_x$ ) видеть [Уравнение \(19-45\)](#) из [Раздел 19.3.4](#), Формулировка наилучшего (максимального) угла подъема.

### (2) Реактивный самолет

Для скорости полета с максимальной скороподъемностью ( $V_i$ ) видеть [Уравнение \(19-34\)](#) из [Раздел 19.3.3](#), Формулировка наилучшей (максимальной) скорости набора высоты. Для скорости полета с максимальным углом набора высоты ( $V_x$ ) видеть [Уравнение \(19-43\)](#) из [Раздел 19.3.4](#), Формулировка наилучшего (максимального) угла подъема.

20.3.8 Скорость полета при максимальной продолжительности полета

В этом разделе представлены различные методы оценки скорости полета для максимальной выносливости. Это происходит на разных скоростях полета для винтовых и реактивных самолетов. В любом случае это обозначается как  $V_{\text{Э макс}}$

### (1) Максимальная выносливость винтового самолета

[Уравнение \(21-13\)](#) показывает, как расход топлива винтового самолета зависит от мощности, развиваемой двигателем. Как показано на [Раздел 20.3.6](#) минимальная мощность двигателя, необходимая для поддержания высоты, достигается при  $V_{\text{тр}}$ . Здесь самолет может оставаться в воздухе дольше всего: это максимальная скорость полета,  $V_{\text{Э макс}}$ .

[Уравнение \(21-66\)](#) из [Раздел 21.4.2](#), Профиль выносливости 2: постоянный крейсерский полет на высоте/в пространстве показывает, что максимальная выносливость винтового самолета достигается с максимальным отношением  $C_{1:5} / C_D$ . При использовании симметричной модели плиссированного фрикциона, этот максимум, называемый Коэффициентом выносливости, можно рассчитать напрямую, используя приведенное ниже выражение.

$$\frac{C_{1:5}}{C_D} = \frac{1}{4} \frac{1}{4} \frac{3}{k \delta C_D} \quad !3=4 \quad (20-48)$$

Коэффициент подъемной силы при этом условии определяется по формуле

$$\text{Упрощенная модель сопротивления: } C_L^{\frac{1}{4}} = \frac{3C_D \text{мин}}{K} \quad (20-49)$$

Скорость воздуха, при которой это происходит, определяется уравнением [\(20-45\)](#), повторено ниже для удобства.

$$V_{\text{Э макс}} = \frac{1}{4} \frac{T_2}{\rho} \frac{Bt}{C} \frac{K}{3C_D \text{мин}} \quad (20-50)$$

При использовании скорректированной модели сопротивления, коэффициент подъемной силы при этом условии определяется выражением

Скорректированная модель сопротивления:

$$C_L^{\frac{1}{4}} = \frac{3C_D \text{мин} + 4C_2}{K} - C_L \text{минд} \quad (20-51)$$

Скорость воздуха, при которой это происходит, определяется уравнением [\(20-46\)](#). Однако то же самое уравнение (в другой форме) можно вывести, используя коэффициент подъемной силы уравнения [\(20-51\)](#) и приведен ниже

$$V_{\text{Э макс}} = \frac{1}{4} B P R_{\text{мин}}$$

$$\frac{1}{4} \frac{T_2}{\rho} \frac{Bt}{C} \frac{K}{3C_D \text{мин} + 4C_2} - C_L \text{минд} \quad (20-52)$$

Сравнение с лучшей скоростью скольжения

Используя конкретные результаты, основанные на упрощенной модели сопротивления, интересно сравнить уравнение [\(20-50\)](#) к уравнению [\(20-37\)](#), повторено ниже для удобства. Эти выражения действительны только для упрощенной модели сопротивления.

$$V_{\text{Э макс}} = \frac{1}{4} \frac{T_2}{\rho} \frac{Bt}{C} \frac{K}{3C_D \text{мин}} \quad \text{и}$$

$$V_{\text{ЛД макс}} = \frac{1}{4} \frac{T_2}{\rho} \frac{Bt}{C} \frac{K}{C_D \text{мин}}$$

Деление первого на второе выявляет следующую разницу между ними:

$$\frac{V_{\text{Э макс}}}{V_{\text{ЛД макс}}} = \frac{\frac{1}{4} \frac{T_2}{\rho} \frac{Bt}{C} \frac{K}{3C_D \text{мин}}}{\frac{1}{4} \frac{T_2}{\rho} \frac{Bt}{C} \frac{K}{C_D \text{мин}}} = \frac{1}{3} = 0.76$$

Короче говоря, наилучшая скорость выносливости составляет около 76% от скорости наилучшего ЛД макс.

### ПРИМЕР 20-7

Определите максимальный коэффициент выносливости для SR22, используя упрощенную модель сопротивления:

РЕШЕНИЕ:

$$\frac{C_{3=2}}{C_D} = \frac{1}{4} \frac{1}{4C_D \text{мин}} \frac{3C_D \text{мин}}{K} = 3=4$$

$$\frac{1}{4} \frac{1}{\delta 4 \text{p} \delta 0:02541 \text{p}} \frac{\delta 3 \text{p} \delta 0:02541 \text{p}}{0:04207} = 3=4 \quad 1415:37$$

(2) Максимальная продолжительность полета реактивного самолета

**Уравнение (21-68)** из Раздел 21.4.3, Профиль выносливости 3: постоянная воздушная скорость/крейсерское положение показывает, что максимальная выносливость струи достигается при  $D_{\max}$ . Соответствующая воздушная скорость составляет  $V_{T\max}$ , воздушная скорость минимальной тяги, требуемой. Это максимальная скорость полета при выносливости для реактивного самолета. Скорость полета важна для самолетов, миссия которых требует длительных периодов зависания, например, разведывательных и истребительных самолетов, миссия которых часто требует длительного времени в определенном географическом месте. Соответствующие скорости полета с использованием упрощенных и скорректированных моделей сопротивления определяются уравнениями (20-39) и (20-40), повторено ниже для удобства.

Упрощенная модель сопротивления:

$$V_{T\max} = \frac{1}{4} \frac{T_0}{C_D} \frac{B_t}{K} \quad (20-53)$$

Скорректированная модель сопротивления:

$$V_{T\max} = \frac{1}{4} \frac{T_0}{C_D} \frac{B_t}{K} \frac{1 + \frac{2B_t}{C_D}}{1 + \frac{2B_t}{C_D} + \frac{K}{C_D}} \quad (20-54)$$

## ВЫВОД УРАВНЕНИЙ (20-48)–(20-51)

Начните с записи соотношения:

$$\frac{C_3=2}{C_D} \frac{1}{4} \frac{C_3=2}{C_D_{\min} + K} \frac{C_3=2}{B_{\text{сл}} - C_{\text{сл}} + C} \quad (\text{я})$$

Где;  $A/4K$        $B/4 - 2kC_{\text{сл,мин}}$        $C/4C_{D_{\min}} + KC_{J_{\min}}$

Дифференцировать по отношению к  $C_{\text{сл}}$ , используя правило произведения

$$\begin{aligned} & \frac{\partial}{\partial C_{\text{сл}}} \left( \frac{C_3=2}{C_D} \right) \frac{1}{4} \frac{\partial}{\partial C_{\text{сл}}} \left( \frac{C_3=2}{C_D_{\min} + K} \right) \frac{1}{4} \frac{\partial}{\partial C_{\text{сл}}} \left( \frac{C_3=2}{B_{\text{сл}} - C_{\text{сл}} + C} \right) \\ & + \frac{\partial}{\partial C_{\text{сл}}} \left( \frac{C_3=2}{C_D} \right) \frac{1}{4} \frac{\partial}{\partial C_{\text{сл}}} \left( \frac{1}{B_{\text{сл}} + \frac{2B_t}{C_D} + \frac{K}{C_D}} \right) \\ & \frac{3}{4} \frac{\partial}{\partial C_{\text{сл}}} \left( \frac{C_3=2}{2AC_{\text{сл}} + BC_{\text{сл}} + C} \right) \\ & - \frac{\partial}{\partial C_{\text{сл}}} \left( \frac{C_3=2}{C_D} \right) \frac{1}{4} \frac{\partial}{\partial C_{\text{сл}}} \left( \frac{2AC_{\text{сл}} + BC_{\text{сл}} + C}{B_{\text{сл}} + \frac{2B_t}{C_D} + \frac{K}{C_D}} \right) \end{aligned}$$

Выполните алгебраические действия, чтобы получить

$$\frac{\partial}{\partial C_{\text{сл}}} \left( \frac{C_3=2}{C_D} \right) \frac{1}{4} \frac{\partial}{\partial C_{\text{сл}}} \left( \frac{2AC_{\text{сл}} + BC_{\text{сл}} + C}{B_{\text{сл}} + \frac{2B_t}{C_D} + \frac{K}{C_D}} \right) = \frac{1}{40}$$

Максимум можно найти, когда числитель равен нулю, или;

$$\begin{aligned} & \frac{3}{2} \frac{\partial}{\partial C_{\text{сл}}} \left( \frac{2AC_{\text{сл}} + BC_{\text{сл}} + C}{B_{\text{сл}} + \frac{2B_t}{C_D} + \frac{K}{C_D}} \right) = 0 \\ & ) 3C_{\text{сл}}^2 \frac{\partial}{\partial C_{\text{сл}}} \left( \frac{2AC_{\text{сл}} + BC_{\text{сл}} + C}{B_{\text{сл}} + \frac{2B_t}{C_D} + \frac{K}{C_D}} \right)^2 = 0 \\ & ) 3AC_{\text{сл}}^2 = 0 \\ & ) AC_{\text{сл}} = 0 \end{aligned}$$

Решить классическую квадратичную формулировку можно следующим образом

$$\begin{aligned} & \frac{C_{\text{сл}}}{4} \frac{\frac{\partial}{\partial C_{\text{сл}}} \left( \frac{2AC_{\text{сл}} + BC_{\text{сл}} + C}{B_{\text{сл}} + \frac{2B_t}{C_D} + \frac{K}{C_D}} \right)}{2A} = 0 \\ & \frac{4k_2 C_{\text{сл}}}{L_{\min} + 12k_{\text{сл}} + KC_{J_{\min}}} = 0 \\ & \frac{4k_2 C_{\text{сл}}}{L_{\min} + 12k_{\text{сл}} + KC_{J_{\min}}} = 0 \\ & \frac{4C_{\text{сл}}}{L_{\min} + \frac{3C_{D_{\min}}}{K}} = 0 \end{aligned}$$

Наблюдая, мы замечаем, что  $C_{\text{сл}} > 0$  требуется для того, чтобы решение имело физический смысл (потому что самолету требуется положительное  $C_{\text{сл}}$  для поддержания высоты). Поэтому мы должны выбрать знак плюс перед радикалом.

$$C_{\text{сл}} = \sqrt{\frac{3C_{D_{\min}}}{K}} \quad (\text{ii})$$

Это уравнение (20-51). Заменять  $C_{\text{сл,мин}}$   $\frac{1}{40}$  в

Уравнение (ii) чтобы получить уравнение (20-49). Затем подставьте уравнение (20-49) в уравнение (я) и манипулируем, чтобы получить уравнение (20-48).

## ВЫВОД УРАВНЕНИЙ (20-50) И (20-52)

Мы продемонстрировали, что для минимально необходимой мощности было получено уравнение (20-51). Подставим его в уравнение (20-10) и манипулировать алгебраически

$$\begin{aligned} & B_{\infty} \frac{1}{4} \frac{2B_t}{\rho S C_{\text{сл}}} \\ & \frac{2B_t}{3C_{D_{\min}} + 4C_2} = \frac{1}{L_{\min}} \end{aligned}$$

Это уравнение (20-52). Заменять  $C_{\text{сл,мин}}$   $\frac{1}{40}$  в это выражение для получения уравнения (20-50). Обратите внимание на ограничение этого выражения: Он предполагает постоянную тягу с воздушной скоростью.

### 20.3.9 Скорость полета на максимальной дальности

В этом разделе представлены различные методы оценки скорости полета для максимальной дальности. Это происходит при разных скоростях полета для винтовых и реактивных самолетов. В любом случае это называется максимальная дальность полета и обозначается как  $V_{D_{\max}}$ .

#### (1) Лучшая дальность полета для винтового самолета

**Уравнение (21-38)** из **Раздел 21.3.4**, Профиль дальности 3: постоянная воздушная скорость/крейсерское положение показывает, что максимальная дальность полета винтового самолета достигается при  $L/D_{\max}$ . Это уже подробно обсуждалось в **Раздел 20.3.4**. Соответствующая воздушная скорость составляет  $V_{T_{\min}}$  — воздушная скорость минимальной тяги. Использование упрощенных и скорректированных моделей сопротивления, соответствующие скорости воздуха определяются уравнениями (20-39) и (20-40), соответственно, повторены ниже для удобства.

Упрощенная модель сопротивления:

$$V_{D_{\max}} = \frac{1}{4} V_{T_{\min}} \sqrt{\frac{T_2}{\rho} - \frac{B_t}{C} - \frac{K}{C_{D_{\min}}}} \quad (20-55)$$

Скорректированная модель сопротивления:

$$V_{D_{\max}} = \frac{1}{4} V_{T_{\min}} \sqrt{\frac{T_2}{\rho C} - \frac{K}{C_{D_{\min}} + K C_{L_{\min}}}} \quad (20-56)$$

#### (2) Лучшая дальность полета для реактивного самолета

**Уравнение (21-32)** из **Раздел 21.3.3**, Профиль диапазона 2: постоянный крейсерский полет по высоте/пространству показывает, что максимальная дальность полета реактивного самолета зависит от максимальной соотношения  $C_L/C_D$ . Этот максимум можно определить из следующего выражения, что справедливо только для упрощенной модели сопротивления:

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{1}{4} \frac{3}{4} \frac{1}{3 K C_{D_{\min}}} \quad (20-57)$$

Если используете упрощенные или скорректированные модели сопротивления, для  $V_{D_{\max}}$  можно рассчитать по следующим выражениям. Эта воздушная скорость обычно слишком мала, чтобы быть практической для пассажирских перевозок. Однако трюк для ее увеличения заключается в увеличении нагрузки на крыло.

Упрощенная модель сопротивления:

$$V_{D_{\max}} = \frac{1}{4} V_{T_{\min}} \sqrt{\frac{T_2}{\rho} - \frac{B_t}{C} - \frac{3K}{C_{D_{\min}}}} \quad (20-58)$$

Скорректированная модель сопротивления:

$$V_{D_{\max}} = \frac{1}{4} V_{T_{\min}} \sqrt{\frac{T_2}{\rho C} - \frac{K}{C_{D_{\min}} + K C_{L_{\min}}}} \quad (20-59)$$

#### Сравнение с лучшей скоростью скольжения

Подобно более раннему сравнению, в котором использовались конкретные результаты, основанные на упрощенной модели сопротивления, интересно сравнить уравнение (20-58) с уравнением (20-37), повторный ниже для удобства:

$$V_{D_{\max}} = \frac{1}{4} \sqrt{\frac{T_2}{\rho C} - \frac{3K}{C_{D_{\min}}}} \quad \text{и}$$

$$V_{L/D_{\max}} = \frac{1}{4} \sqrt{\frac{T_2}{\rho C} - \frac{K}{C_{D_{\min}}}}$$

Мы наблюдаем следующую разницу между ними:

$$\frac{V_{D_{\max}}}{V_{L/D_{\max}}} = \frac{\sqrt{\frac{T_2}{\rho C} - \frac{3K}{C_{D_{\min}}}}}{\sqrt{\frac{T_2}{\rho C} - \frac{K}{C_{D_{\min}}}}} = 1:32$$

Другими словами, скорость наибольшего диапазона примерно на 32% больше скорости для наибольшего  $L/D$ .

### ПРИМЕР 20-8

Определите максимальное отношение дальности полета для Learjet 45, предполагая упрощенную модель сопротивления:

#### РЕШЕНИЕ:

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{3}{4} \quad \frac{3}{4} = 3K C_{D_{\min}} \quad \frac{1}{4} = 3 \cdot 0.05236 \cdot 0.0200 \cdot 3 \quad 1:422:40$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЙ (20-58) И (20-59)

Начните с записи соотношения:

$$\frac{C_L}{C_D} = \frac{1}{4} \frac{C_L}{C_{D_{\min}} + K C_{L_{\min}}} \quad (я)$$

Где  $A = \frac{1}{4} K C_{L_{\min}}$   $B = \frac{1}{4} C_{D_{\min}}$   $C = \frac{1}{4} C_{D_{\min}} + K C_{L_{\min}}$   
Дифференцировать по отношению к  $C_L$ , используя правило произведения, упростите алгебраически

## ВЫВОД УРАВНЕНИЙ (20-58) И (20-59)

(продолжение)

$$\begin{aligned} \frac{\Gamma}{dC_{l\text{pl}}} & \frac{C_1=2}{C_d} \frac{!}{\frac{1}{4} \frac{\Gamma C_1 \bar{V}}{dC_{l\text{pl}}} \frac{1}{AC_{l\text{pl}} + \frac{2}{\text{до нашей эры} + C}}} ! \\ & + \frac{C_1=2}{\bar{V}} \frac{\Gamma}{dC_{l\text{pl}}} \frac{1}{AC_{l\text{pl}} + \frac{2}{\text{до нашей эры} + C}} \frac{1}{2C_{l\text{pl}} AC_2} \frac{1}{l + \frac{2}{\text{до нашей эры} + C}} \\ & - \frac{C_{l\text{pl}}}{\bar{V}} \frac{2}{l + \frac{2}{\text{до нашей эры} + C - 2AC_{l\text{pl}} + B}} \# \\ & \frac{1}{2C_{l\text{pl}}} \frac{-3AC_{l\text{pl}} - \frac{2}{\text{до нашей эры}}}{AC_{l\text{pl}} + C} \end{aligned}$$

Установите числитель равным нулю, чтобы получить оптимальное значение.

$$-3AC_{l\text{pl}} - B + C = 0$$

Используйте классическое решение квадратного уравнения для решения Сли подставьте параметры А, Б, и С

$$\frac{-p - 2kC_{l\text{pl}}}{C_{l\text{pl}}/4} \frac{\min D}{\rho S C_{l\text{pl}}} \frac{\delta - 2kC_{l\text{pl}}}{D_{\min}} \frac{l^2 + 4\delta kC_{l\text{pl}}}{D_{\min}} + kC_{l\text{pl}} \frac{1}{2\delta kC_{l\text{pl}}}$$

$$\frac{C}{\frac{1}{4} \frac{\rho S C_{l\text{pl}}}{D_{\min}}} = \frac{\frac{2}{3} C_{l\text{pl}} + \frac{kC_{l\text{pl}}}{D_{\min}}}{3k}$$

Подставим это в уравнение подъемной силы, чтобы рассчитать  $V_{\max}$ 

$$\frac{V_{\max}}{V_{\max}/4} \frac{2B}{\rho S C_{l\text{pl}}}$$

$$\frac{V_{\max}}{V_{\max}/4} \frac{2B}{\rho S C_{l\text{pl}}} = \frac{C_{l\text{pl}}/4}{\rho C} \frac{2}{3} + \frac{C_{l\text{pl}}/4 + kC_{l\text{pl}}}{3k}$$

Это уравнение (20-59). Заменять  $C_{l\text{pl}}/4$  в это выражение для получения уравнения (20-58).

(3) Воздушная скорость Карсона

В статье под названием Топливная эффективность малой авиации [8], ВН Carson обсуждает несоответствие между количеством мощности, необходимой для набора высоты и крейсерского полета в небольших винтовых самолетах. В статье Carson показывает, что эта избыточная мощность может быть использована более эффективно, если приблизить ее к так называемому пределу Габриэли-фон Кармана для производительности транспортного средства [9]. Карсон утверждает, что (1) экономия топлива самолета прямо пропорциональна  $D/\Delta$  оптимум обычно достигается только при неприемлемо низких скоростях полета. (2) Мощность, необходимая для набора высоты, приводит к скоростям полета самолета, значительно превышающим этот оптимум. (3) Это приводит к большим штрафам за расход топлива, чем в противном случае. Карсон предполагает, что полет со скоростью, превышающей скорость полета для  $D_{\max}$

более выгодно, так как летающая публика обычно ценит время в пути больше, чем топливную эффективность.

С определенной точки зрения, скорость полета Карсона можно считать «самой быстрой эффективной скоростью полета».

Наиболее часто упоминаемой мерой эффективности является так называемый эффективность транспорта, определяется как Западная Вирджиния / П, где в транспортного средства, в него скорость передвижения и  $P$  — это установленная мощность. Развивая эту идею, Карсон выводит соотношение для определенной воздушной скорости, которая примерно на 32% больше, чем наилучшая воздушная скорость планирования (см. уравнение (20-37)). Эта скорость теперь распознается как Скорость полета Карсона.

Скорость полета Карсона:

$$\frac{V_{\max}}{V_{\max}/4} \frac{1}{1:32} \frac{B}{\rho C} \frac{K}{C_{d\min}} = 1:32 B_{\max} \quad (20-60)$$

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ (20-60)

Читателю предлагается ссылка [8] для вывода и статьи Смита [10] для дополнительного обсуждения.

### 20.3.10 Диапазон полета

В этом разделе представлено несколько концепций, связанных со строительством полетный конверт. Диапазон полета демонстрирует возможности самолета с точки зрения его минимальной и максимальной скорости полета с высотой. Такая диаграмма совместно отображает сваливание, минимальную и максимальную скорость полета как функцию высоты. Она создается с использованием тяги/сопротивления против скорости полета (например, см. правые графики Рисунок 20-3) на разных высотах. Он показывает, как высота влияет на сопротивление и тягу самолета. Он показывает, как пересечение кривых сопротивления и тяги изменяется с высотой, и это лишь некоторые примеры. Другое представление этой информации показано на Рисунок 20-13. Он отображает прогнозируемую максимальную и минимальную скорость полета на примере Learjet 45. Он был составлен с использованием 46 графиков тяги/сопротивления в зависимости от скорости полета для каждого из двух весов. Кроме того, для дополнительного понимания построены изоплеты Maxa.

#### (1) Основной диапазон полета

Полетный диапазон показывает возможности самолета во всем диапазоне высот. Обычно он не учитывает какие-либо нормативные или структурные соображения. Для этого обратитесь к пунктам (3) и (4) этого раздела. График принципиально прост и полезен для руководства и клиентов, а также для конструктора. Он также помогает накладывать на график различные оптимальные скорости полета, такие как  $V_x$ ,  $V_y$ , и  $V_g$ . Это еще раз иллюстрирует характеристики самолета относительно его ограничений на низких и высоких скоростях. Это также

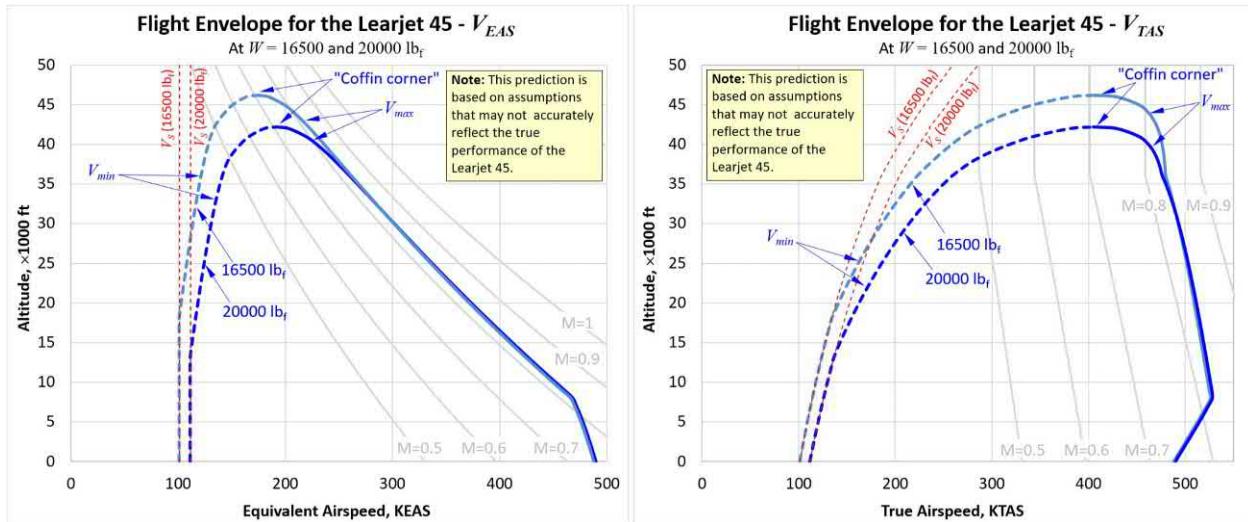


РИСУНОК 20-13 Диапазон полета Learjet 45 при двух весовых коэффициентах и двух типах воздушной скорости.

используется для создания набора скоростей и высот полета, на которых можно оценить характеристики динамической устойчивости и аэроупругой испытательной матрицы для самолета. Например, конструктор должен отобразить матрицу точек (например, минимум, максимум и среднее из двух) на выбранных высотах (например, 0, 5000, 10 000 футов и т. д.) и оценить фугоидное и голландское демпфирование крена в этих точках. Аналогичная матрица должна быть подготовлена для аэроупругой оценки конструкции. Это позволяет группе летных испытаний планировать, где следует активировать структурные вибростенды во время испытаний на флаттер.

## (2) «Угол гроба»

Максимальная скорость полета реактивного самолета на большой высоте называется  $M_{\text{max}}$  (максимальное рабочее число Маха). Когда самолет достигает этой скорости, локальные скорости воздуха над самолетом уже начинают превышать число Маха 1 и образовывать слабые скачки уплотнения. Превышение этой скорости сопровождается резким ростом сопротивления и изменением момента тангажа. Это происходит из-за того, что центр подъемной силы на несущих поверхностях начинает перемещаться в другое место, возможно, на 50% сзади от MGC. Это увеличивает расстояние между ЦТ и центром подъемной силы, что приводит к явлению, называемому  $M_{\text{max}}$  сгибаются. Это мощный момент тангажа, который делает самолет неуправляемым, если он не рассчитан на это. Тенденция тангажа еще больше увеличивает его скорость. Это может привести к разрушению конструкции во время восстановления и, если восстановление невозможно, к неизбежной гибели. Образование ударной волны также может привести к ненормальной тряске и качанию крыла. Усугубляет проблему образование ударных волн на несущих поверхностях, что приводит к шок-срыв (видеть Рисунок 8-47). Это приводит к тому, что управляющие поверхности работают внутри отделенного следа, что делает их гораздо менее эффективными.

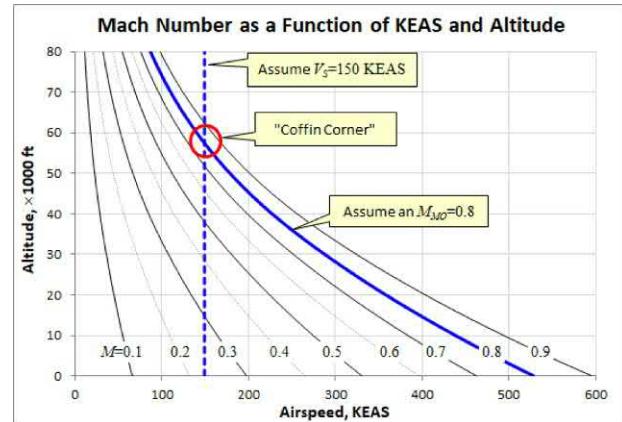


РИСУНОК 20-14 Определение угла гроба.

Как показано на Рисунок 20-13, по мере того как самолет увеличивает высоту, скорость сваливания в терминах истинной воздушной скорости увеличивается, в то время как ее эквивалентная воздушная скорость остается постоянной. В этом контексте рассмотрим Рисунок 20-14, который показывает изоплеты Маха, простирающиеся от SL до 80 000 футов, построенные против скорости полета в KEAS. График позволяет определить высоту, на которой заданная скорость полета достигает заданного числа Маха. Например, 300 KEAS соответствует числу Маха 0,8 на высоте около 28 000 футов. Теперь рассмотрим высоко летящий самолет,  $M_{\text{max}}$  составляет 0,80 и скорость сваливания,  $V_c$ , составляет 150 KEAS. Они представлены на рисунке толстыми сплошными и пунктирными кривыми.

Предположим, что пилот поддерживает постоянную эквивалентную воздушную скорость во время набора высоты, скажем, 200 KEAS. Число Маха продолжает увеличиваться с высотой. На высоте 25 000 футов число Маха составляет 0,5, а на высоте 40 000 футов — 0,7. В конце концов, самолет приближается к своей  $M_{\text{max}}$  и эквивалентная скорость полета должна быть уменьшена с дальнейшим увеличением высоты. Например,

при поддержании скорости 200 KEAS во время набора высоты, как только самолет приближается к высоте 45 000 футов, пилот должен уменьшить скорость полета, чтобы избежать превышения  $M_{mo}$ . Если подъем продолжится, новая дилемма встанет перед пилотом примерно на высоте 57 000 футов;  $M_{mo}$  и затягивание пересекаются друг друга. Дальнейшее замедление приведет к сваливанию самолета, что может легко привести к пикированию, которое выведет самолет за пределы  $M_{mo}$ . Если самолет ускорится, он врежется в  $M_{mo}$ . Эта своеобразная ситуация называется ««Уголок гроба» (или Qcorner от FAA [11]) потому что любое изменение скорости полета может привести к очень опасной ситуации. Полет вблизи угла гроба требует использования автопилота.

График также показывает два решения для дальнейшего увеличения высоты. (1) Уменьшение нагрузки на крыло уменьшает скорость сваливания и перемещает угол гроба к более низкой эквивалентной воздушной скорости и большей высоте. Это решение было выбрано для разведывательного самолета Lockheed U-2. Его нагрузка на крыло при общем весе составляла 40 фунтов/фут<sup>2</sup>, который упал до 11,6 фунтов/фут<sup>2</sup> при посадочном весе [12, 13]. (2) Летать быстрее 1 Macha. Это решение выбрано для знаменитого Lockheed SR-71 (полная масса, удельная нагрузка на крыло около 95 фунтов/фут<sup>2</sup>).

Чтобы создать график Рисунок 20-14, эквивалентная воздушная скорость определяется для заданного числа Macha и высоты. Например, истинная воздушная скорость в узлах, соответствующая  $M=0,1$  на SL равна  $0,1 \times (1116 \text{ фут}/\text{с}) / (1,688 \text{ фут}/\text{с} \text{ на узел})$  или 66,1 KTAS. Чтобы преобразовать это в KEAS, используйте Уравнение (17-29). Сделайте это для диапазона высот и чисел Macha от 0,1 до 0,9, как показано на рисунке.

### (3) Стандартная высота-против-Диапазон полета Macha

Относится к стандартному диапазону полета, который учитывает нормативные ограничения и ограничения сжимаемости. Например,

14 Свод федеральных правил §91.117(a), Скорость самолета определяет, что ни один самолет не должен работать на указанной скорости полета более 250 узлов на высоте 10 000 футов или ниже (если иное не разрешено). На больших высотах самолет подчиняется максимальному рабочему числу Macha,  $M_{mo}$ . Рисунок 20-15 Слева показан пример такой диаграммы. Диаграмма показывает максимальное расширение скорости полета на высоте 10 000 футов, за которым следуют ограничения скорости Macha, начинающиеся с 39 000 футов для этого самолета.

### (4) Стандартная высота-против-Вкас Конверт полета

То же самое, что и диапазон полета «высота-число Macha», за исключением того, что на горизонтальной шкале отображается калиброванная воздушная скорость, а не число Macha. Рисунок 20-15 справа показан пример этой диаграммы. Более высокая скорость пикирования на малой высоте следует из ее определения на левой диаграмме, в которой  $M_d$  был просто указан как  $M_{mo} + 0,05$ . Это делается только в демонстрационных целях (без учета правил).

#### 20.3.11 Компьютерный код: определение максимальной горизонтальной скорости полета, $V_{max}$ , для винтового самолета

Для определения используются следующие функции Visual Basic for Applications:  $V_{max}$  для винтового самолета путем решения уравнения (20-28) с использованием итерационной схемы, такой как метод деления пополам. Обратите внимание, что функция  $PERF_Vmax\_Prop()$  звонки  $PERF_f\_of\_V()$ . Обратите внимание, что до тех пор, пока значение под знаком корня уравнения (20-28) больше нуля, решение возможно. Аргументы поясняются в разделе комментариев кода.

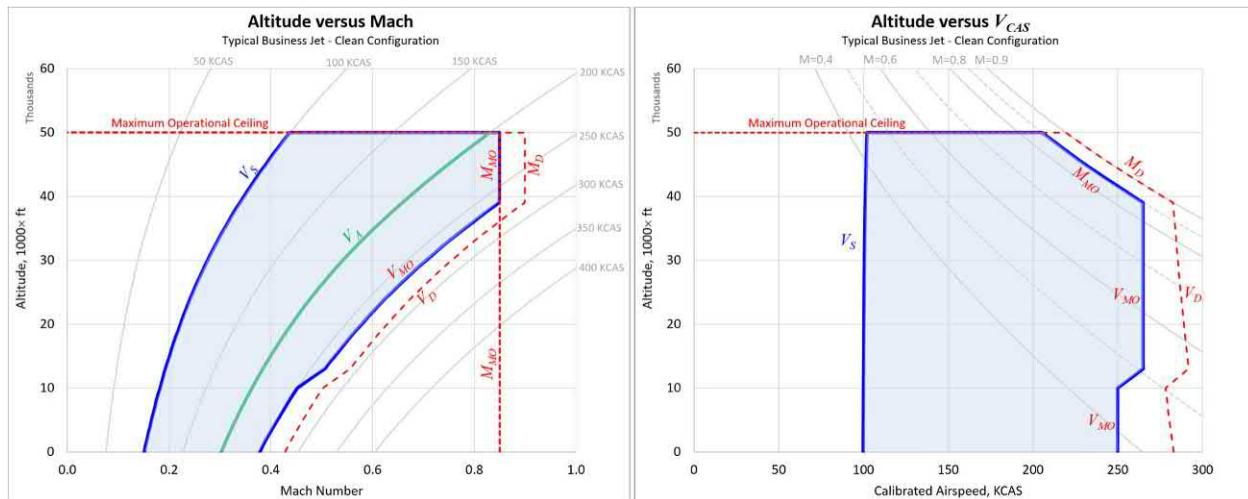


РИСУНОК 20-15 Типичный диапазон полета в зависимости от скорости (слева) и диапазон полета в зависимости от скорости (VCAS) (справа).

```

Function PERF_Vmax_Prop(S As Single, k As Single, CDmin As Single, W As Single, H As
Single, BHP As Single, eta As Single) As Single
' This routine determines the maximum speed of a propeller powered aircraft by solving
' Equation(20-28)using the Bisection Method. It returns the airspeed in ft/s.
'
' Input values:   S      = Wing area in ft2
'                 k      = Lift-induced drag constant
'                 CDmin = Minimum drag coefficient
'                 W      = Weight in lbf
'                 H      = Altitude in ft
'                 BHP    = Piston engine power in BHP
'                 eta    = Propeller efficiency
'
' Initialize
  Dim Counter As Single, flag As Byte
  'Variables for the Bisection Method
  Dim V0 As Single, V1 As Single, Vmid As Single
  Dim F0 As Single, Fmid As Single
  Dim rho As Single

'Presets
  rho = 0.002378 * (1 - 0.0000068756 * H)^4.2561
  Counter = 0
  V0 = 0
  V1 = 500
  F0 = -1100 * eta * BHP

'Process
  Do
    'Set flag
    flag = 1

    'Advance counter
    Counter = Counter + 1

    'Compute midpoint values
    Vmid = 0.5 * (V0 + V1)
    Fmid = PERF_f_of_V(rho, S, CDmin, k, W, BHP, eta, Vmid)

    'Use logic
    If F0 * Fmid < 0 Then
      V1 = Vmid
    Else
      V0 = Vmid
      F0 = Fmid
    End If

    'Evaluate difference and adjust Vini for next iteration
    If Abs(V1 - V0) < 0.0001 Then flag = 0
  Loop Until flag = 0 Or Counter = 100

'Return results (return -1 if solution was not found)
  PERF_Vmax_Prop = 0.5 * (V0 + V1)
  If Counter = 100 Then PERF_Vmax_Prop = -1
End Function

Function PERF_f_of_V(rho As Single, S As Single, CDmin As Single, k As Single, W As
Single, BHP As Single, eta As Single, V As Single) As Single

```

```
'This routine calculates the value of Equation(20-28).
'
'Initialize
    Dim K1 As Single

'Presets
    K1 = (550 * eta * BHP) ^ 2 - (2 * W * V) ^ 2 * CDmin * k

'This is a trick to ensure the routine can solve to higher altitudes
    If K1 < 0 Then K1 = 0

'Calculate the value of Equation (20-28)
    PERF_f_of_V = rho * S * CDmin * V ^ 3 - 550 * eta * BHP
    PERF_f_of_V = PERF_f_of_V - Sqr(K1)
End Function
```

20.3.12 Компьютерный код: определение максимальной горизонтальной скорости полета,  $V_{\max}$ , для реактивного самолета

Для определения можно использовать следующую процедуру Visual Basic for Applications:  $V_{\max}$  на основе уравнения (20-26).

```
Function PERF_Vmax_Jet(H As Single, Tmax As Single, S As Single, W As Single, CDmin As Single, CLminD As Single, k As Single, Mode As Byte) As Single
'This routine calculate the maximum airspeed for an aircraft whose maximum thrust
'is specified. The routine returns the airspeed in ft/s.
'

'Input values: H      = Altitude in ft
'              Tmax   = Maximum thrust in lbf
'              S      = Wing area in ft2
'              W      = Weight in lbf
'              CDmin  = Minimum drag coefficient
'              CLminD = Lift coefficient where drag is minimum
'              k      = Lift-induced drag constant
'              Mode   = 0 to use the simplified drag model, = 1 to use adj. model
'

'Initialize
    Dim Radical As Single

'Process
    If Mode = 0 Then 'Simplified drag model
        Radical = Tmax ^ 2 - 4 * k * CDmin * W ^ 2
        If Radical >= 0 Then
            PERF_Vmax_Jet = Sqr((Tmax + Sqr(Radical)) / (AtmosProperty(H, 12) * S *
CDmin))
        Else
            PERF_Vmax_Jet = 0
        End If
    ElseIf Mode = 1 Then 'Adjusted dragmodel
        Radical = (Tmax + 2 * W * k * CLminD) ^ 2 - 4 * k * (CDmin + k * CLminD ^ 2) *
W ^ 2
        If Radical >= 0 Then
            PERF_Vmax_Jet = Sqr((Tmax + 2 * W * k * CLminD + Sqr(Radical)) /
(AtmosProperty(H, 12) * S * (CDmin + k * CLminD ^ 2)))
        Else
            PERF_Vmax_Jet = 0
        End If
    End If
End Function
```

## 20.4 ОБЩИЕ МЕТОДЫ АНАЛИЗА УСКОРЕННОГО ПОЛЕТА

Предыдущий раздел разработал методы анализа для самолетов в устойчивом горизонтальном полете. В этом разделе представлен ряд общих методов анализа, предназначенных для оценки маневров, включающих ускоренный полет. Такие маневры включают поворотный полет, подтягивание (петлю) и ускоренную скорость набора высоты. Все они используют упрощенную модель сопротивления.

### 20.4.1 Анализ общего уровня поворота с постоянной скоростью

Самолет в Рисунок 20-16 наклоняется под углом  $\phi$ . Для поддержания высоты (без скольжения или заноса) его подъемная сила должна уравновешивать вес, одновременно создавая центробежную составляющую силы, которая уравновешивает центробежную составляющую силы. Результирующее движение приводит к устойчивому изменению направления. Этот подвиг требует, чтобы величина подъемной силы была больше веса самолета (иначе самолет потеряет высоту). Следовательно, планер нагружен сверх того, что при полете с крыльями на уровне. Результирующая нагрузка представлена в коэффициенте нагрузки, определяемом как  $\frac{1}{4}D/B$ . Система уравнений, описывающая движение самолета в этом состоянии, — это уравнения (20-5)–(20-7), введенный в Раздел 20.2.1, Общие уравнения движения для крейсерского полета. Для удобства они повторяются ниже:

$$\text{Силы, действующие в продольном направлении: } \frac{1}{4}T \quad (20-5)$$

$$\text{Боковые силы: } L \sin \phi - \frac{1}{4}T \quad \text{Западная Вирджиния} \quad (20-6)$$

$$\text{Вертикальные силы: } L \cos \phi - B \frac{1}{4} \quad (20-7)$$

Поворот с постоянной скоростью можно проанализировать с помощью следующего набора уравнений:

$$\text{Угол крена: } \phi = \arctan \frac{H}{B} \quad (20-61)$$

$$\text{Коэффициент нагрузки: } H = \frac{1}{4} \frac{1}{\cos \phi} \frac{T}{B} \frac{L}{D} \quad (20-62)$$

$$\text{Радиус поворота: } R_{\text{поворот}} = \frac{B^2}{H g \sin \phi} = \frac{B^2}{g \frac{H^2 - 1}{4}} \quad (20-63)$$

$$\text{Время поворота в градусах: } \psi = \frac{\pi}{180} \frac{R_{\text{поворот}}}{B} \quad (20-64)$$

$$\text{Скорость поворота в радианах: } \dot{\psi} = \frac{\pi}{180} \frac{R_{\text{поворот}}}{B} \frac{1}{4} \frac{B}{D} \quad (20-65)$$

Тяга, требуемая при коэффициенте нагрузки:

$$T = \frac{C_D \min}{qS} + K \frac{C_D - C_D \min}{qS}^2 + D_{\text{подрезать}} \quad (20-66)$$

Где  $D_{\text{подрезать}}$  — это балансировочное сопротивление. Фактор нагрузки, который может поддерживаться при заданной тяге,  $T$ , и воздушная скорость,  $B_\infty$ , можно оценить с помощью приведенного ниже выражения. Подстановка максимальной тяги дает максимальный коэффициент нагрузки, достижимый при заданной скорости полета:

$$H = \frac{1}{4} \frac{qS}{B} \frac{1}{K} \frac{T}{qS} - C_D \min \quad (20-67)$$

Это выражение используется для построения части диаграммы ограничений банка Рисунок 20-17.

$$\text{Скорость полета для заданного Сл: } B = \frac{2B}{\rho S C_L} \frac{1}{\cos \phi} \quad (20-68)$$

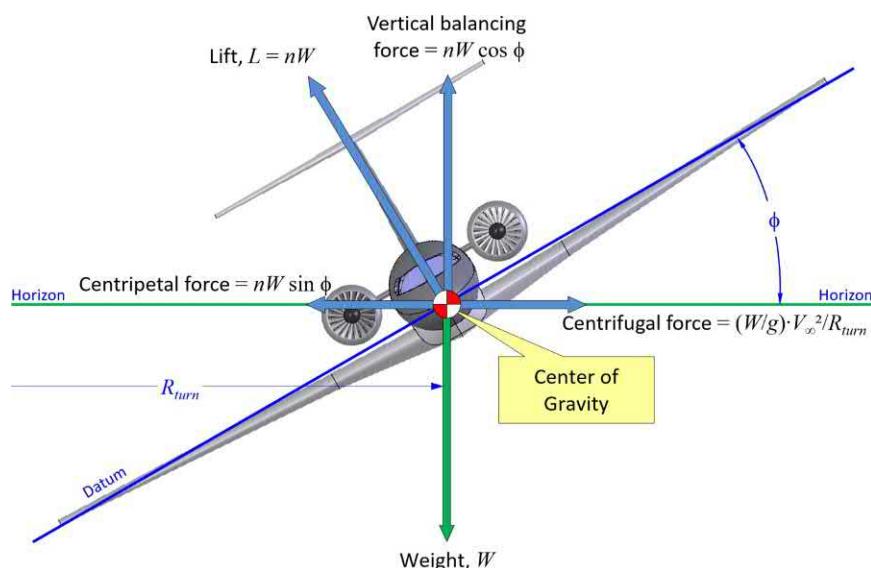


РИСУНОК 20-16

Силы, действующие на самолет при горизонтальном повороте с постоянной скоростью.

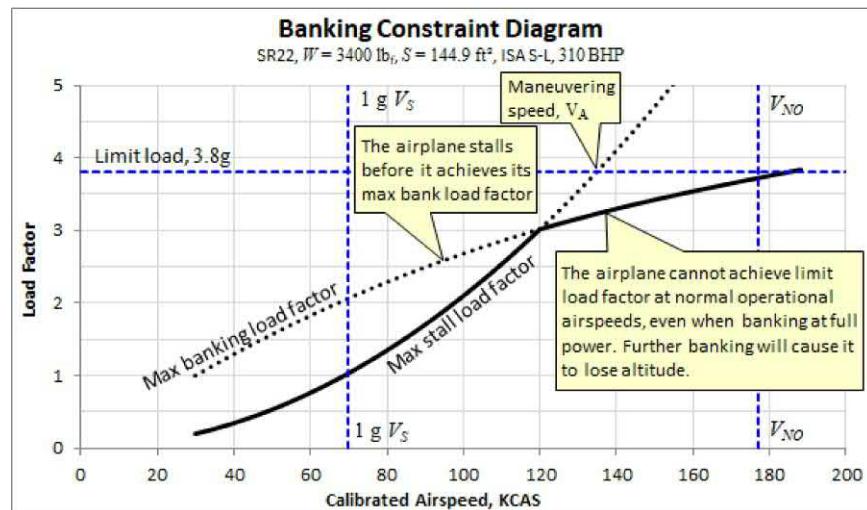


РИСУНОК 20-17 Диаграмма ограничений крена для SR22. Максимальный коэффициент нагрузки при сваливании рассчитывается путем решения уравнения(20-30)для коэффициента нагрузки. Максимальный коэффициент нагрузки крена рассчитывается с помощью уравнения(20-67).

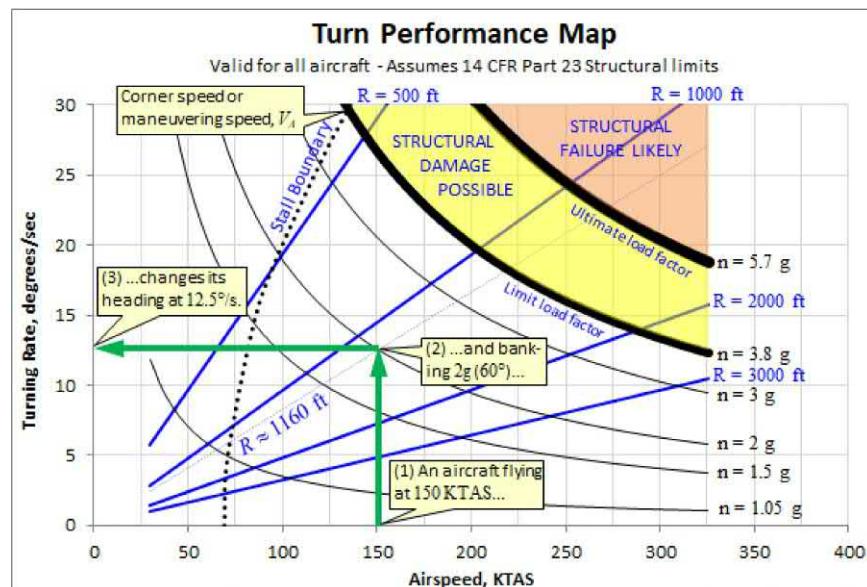


РИСУНОК 20-18 Карта характеристик поворота строится с использованием уравнения(20-65).

Распространенный способ представления характеристик разворота самолета можно увидеть вдиаграмма банковских ограничений из Рисунок 20-17 и Карта производительности поворота из Рисунок 20-18. Сначала рассмотрим диаграмму банковских ограничений Рисунок 20-17, здесь на основе образца самолета SR22. Прямая пунктирная горизонтальная линия показывает предельный коэффициент перегрузки 3,8г. Две вертикальные пунктирные линии показывают чистую скорость сваливания при нормальной нагрузке 1г ( $V_s$ , слева) и нормальной рабочей скорости ( $V_{NO}$ , справа). Эти две линии ограничивают нормальный диапазон скоростей самолета. Сплошная кривая, обозначенная как «Максимальный коэффициент нагрузки при сваливании», показывает скорость сваливания самолета при различных коэффициентах нагрузки. Она отображает  $n$  получено из уравнения(20-30). Он показывает, что самолет падает на скорости около 120 KCAS при коэффициенте перегрузки 3г. Эта кривая является частью стандартной Вдиаграмма. Пунктирная кривая, помеченная

«Максимальный коэффициент банковской нагрузки» показывает максимальный « $g$ » на котором самолет может наклоняться, сохраняя высоту. Он вычерчивается по уравнению(20-67). Это показывает, что между  $V_s$  и 120 KCAS, самолет просто сваливается до достижения своего максимального «теоретического» коэффициента нагрузки крена. Таким образом, при 100 KCAS, если самолет не свалился первым (прин2.1г) это могло бы достичь 4.27г прежде чем он начнет терять высоту. При скорости полета более 120 KCAS самолет не может достичь 3,8г (его предельный коэффициент нагрузки) и поддерживать высоту при крене. Это означает, что при летных испытаниях самолета для структурных летных испытаний (например, per 14 CFR § 23.307, Доказательство структуры), Возможно, придется рассмотреть иные средства, нежели крен на постоянной высоте. И наоборот, для некоторых других самолетов это может показать, что самолет действительно может превысить предельный коэффициент нагрузки в некотором диапазоне скоростей полета.

Далее рассмотрим turn performance map of Рисунок 20-18. Он сопоставляет центральные и правые члены уравнения(20-65). Прямые линии указывают скорость поворота с воздушной скоростью, заданной фиксированным радиусом поворота. Кривые указывают скорость поворота с воздушной скоростью, заданной фиксированным коэффициентом нагрузки. Поскольку уравнение не содержит параметров, зависящих от геометрии самолета, оно справедливо для всех самолетов. Однако, Рисунок 20-18 нарисовано для самолетов, которые соответствуют «старому» 14 CFR Часть 23. Кроме того, «граница сваливания» указывает теоретическую скорость поворота при скорости сваливания при увеличении угла крена. Полет по левой стороне границы невозможен. Эта граница варьируется от самолета к самолету. Карта показывает, как быстросамолет может маневрировать при определенных скоростях полета. Скорость маневрирования — это место, где граница сваливания пересекает кривую предельного коэффициента нагрузки. Ее также называют скоростью на повороте, являющейся наименьшей воздушной скоростью, при которой самолет достигает максимального угла крена, наиболее быстрого изменения курса и минимального радиуса поворота.

### ПРИМЕР 20-9

Рассмотрим несколько произвольных самолетов. (a) Какой угол крена требует  $2g$  нагрузке, которой должен противостоять самолет? (b) Если он летит со скоростью 200 узлов на высоте 10 000 футов, каков будет радиус разворота? (c) Сколько времени потребуется, чтобы завершить полный круг?

**РЕШЕНИЕ:**

$$\begin{aligned} \text{для Угол крена: } & \phi = \frac{1}{2} \text{ потому что } \frac{1}{2} \text{ потому что } \frac{1}{2} \\ & \frac{1}{2} \text{ градусов} \\ \text{для Радиуса поворота: } & R = \frac{V^2}{g} \cdot \frac{1}{\sin \phi} = \frac{200^2}{32.174} \cdot \frac{1}{\sin 30^\circ} = 2045 \text{ футов} \\ \text{для Время поворота на } 360 \text{ градусов: } & t = \frac{2\pi R}{V} = \frac{2\pi \cdot 2045}{200} = 63.8 \text{ сек.} \end{aligned}$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(20-61)

Коэффициент нагрузки определяется как  $\frac{1}{4}C_d/B$ . От Рисунок 20-16 мы легко видим, что:

$$B \frac{1}{4} L \cos \phi \frac{1}{4} C - z \cos \phi, \cos \phi \frac{1}{4} = h$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(20-62)

Разделить уравнение(20-7) по уравнению(20-5):

$$\frac{L \cos \phi - B t \frac{1}{4} 0}{T D \frac{1}{4} 0} = \frac{L \cos \phi}{D} \frac{1}{4} \frac{B t}{T} = \frac{L}{D} \frac{1}{4} \frac{B t}{T}$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(20-63)

Центробежная сила, соответствующая диаграмме сил в Рисунок 20-16 можно найти из стандартного криволинейного соотношения  $B_z/P$ :

$$M_{\infty} \frac{B_2}{4} \frac{1}{4} \frac{B t}{P} \frac{B_2}{4} \frac{1}{4} \frac{C - z \sin \phi}{P}$$

Алгебраическое манипулирование приводит к:

$$\frac{B t}{P} \frac{B_2}{4} \frac{1}{4} \frac{C - z \sin \phi}{P} = \frac{B^2}{4} \frac{1}{4} \frac{C - z \sin \phi}{P} \frac{1}{4} \frac{B_2}{P} \frac{1}{4} \frac{C - z \sin \phi}{P}$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(20-64)

Расстояние, которое самолет проходит при повороте на скорости полета  $V$  вовремя равно длине дуги окружности радиуса  $R$  через угол  $\psi$ . Другими словами:

$$\text{длина дуги } \frac{1}{4} R \psi$$

Решая для  $\psi$  в приведенном выше выражении и учитывая, что используемый угол должен быть в радианах (обратите внимание на коэффициент преобразования  $\pi/180$ ), мы получаем выражение для времени поворота.

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(20-65)

Скорость поворота — это изменение курса относительно времени, которое можно записать следующим образом:

$$\psi = \frac{\frac{d\psi}{dt}}{\frac{1}{4} \frac{B}{R}} = \frac{\frac{1}{4} \frac{B}{R}}{\frac{1}{4} \frac{B}{R}} = \frac{\frac{1}{4} \frac{B}{R}}{\frac{1}{4} \frac{B}{R}} = \frac{\frac{1}{4} \frac{B}{R}}{\frac{1}{4} \frac{B}{R}}$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(20-66)

Для горизонтального разворота с постоянной скоростью требуется, чтобы тяга была равна сопротивлению самолета в повороте, другими словами (предполагая упрощенную модель сопротивления):

$$\frac{T}{C_d} = \frac{q S}{C_d} + K \frac{C_d}{q S}$$

Поскольку руль высоты используется для балансировки самолета в повороте, следует учитывать увеличение сопротивления балансировки, если оно существенно. Этот термин,  $D_{подрезатель}$ , показано в уравнении(20-66).

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(20-67)

Во-первых, следует отметить, что, как правило,  $D_{подрезатель}$  составляет около 1%-4% от общего сопротивления самолета, и, таким образом, его игнорирование приемлемо.

Используйте уравнение(20-66), предполагая,  $D_{подрезатель} = 0$  и находим коэффициент нагрузки,  $h$ .

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ (20-67)

(продолжение)

$$\begin{aligned} & \text{ТРЕКВИЗИТ} \frac{1}{4} qS C_{d\min} + k \frac{C-32}{qS} \\ & ) \quad \frac{T_{\text{РЕКВИЗИТ-С}}}{qS} \frac{1}{4} k \frac{C-32}{qS}^2 \\ & ) \quad H^{\frac{1}{4}} \frac{qS}{Bt} \frac{1}{k} \frac{T_{\text{РЕКВИЗИТ-С}}}{qS} \end{aligned}$$

Затем, зная необходимую тягу, можно определить максимальный коэффициент перегрузки.

### 20.4.2 Экстремумы поворотов с постоянной скоростью

#### (1) Максимальный устойчивый коэффициент нагрузки, $H_{\max}$

Максимальный коэффициент нагрузки, который может выдержать самолет без сваливания, определяется из уравнения (20-62), когда тяговооруженность и аэродинамическое качество достигают максимальных значений:

Максимальный коэффициент устойчивой нагрузки:

$$H_{\max}^{\frac{1}{4}} = \frac{T_{\max} \cdot D_{\max}}{Bt} \quad (20-69)$$

#### (2) Максимальная устойчивая скорость поворота, $\psi_{\max}$

Максимальная скорость поворота является сильным показателем маневренности самолета. Большой В/Ниявляются сочетанием с низким В/Си высота дают наименьший радиус поворота. Это самое быстрое изменение курса, которое может достичь самолет, и оно определяется следующим соотношением:

$$\text{Скорость поворота в радианах} = c: \psi_{\max}^{\frac{1}{4}} = \frac{M_{\text{топор-1}}}{B_{\max} \psi_{\max}} \quad (20-70)$$

Где:  $B_{\max} \psi_{\max}^{\frac{1}{4}}$  Самая высокая скорость поворота, определяемая уравнением (20-39), повторено ниже для удобства.

$$B_{\max} \psi_{\max}^{\frac{1}{4}} = \frac{V_{\text{лим}}^{\frac{1}{4}} T}{p} \frac{C}{C_{d\min}} \quad (20-39)$$

Выход этого результата дан Асселином. [14].

#### (3) Минимальный устойчивый радиус поворота

Минимальный радиус устойчивого поворота является еще одним важным показателем маневренности самолета. Большой В/Ниявляются сочетанием с низким В/Си высота дают наименьший радиус поворота. Его можно рассчитать по следующему соотношению:

$$\text{Радиус поворота: } R_{\text{поворотный}} = \frac{1}{4} \frac{B_2}{G} \frac{\psi_{\min}^{\frac{1}{4}}}{H_2^{\frac{1}{4}}} \quad (20-71)$$

Где:  $H_{\min}^{\frac{1}{4}} = \frac{1}{4} \frac{B_2 - 1}{G}$  Коэффициент нагрузки для минимального радиуса поворота машины

$\frac{1}{4} \frac{B_2}{G} = \frac{C_{d\min}}{C}$  Скорость полета для минимального поворота радиус

Выход этого результата дан Асселином. [14].

#### (4) Максимальный угол крена

Это максимальный угол, на который может наклоняться самолет, сохраняя высоту (при условии, что у него достаточно мощности или тяги) и выдерживая предельный коэффициент нагрузки, на который он был рассчитан. Его можно просто определить с помощью уравнения (20-61) сним предельный коэффициент нагрузки:

Максимальный угол крена уровня:

$$\frac{1}{H_{\max}^{\frac{1}{4}} \text{ потому что-1}} \quad (20-72)$$

#### (5) Скорость полета для максимального угла крена

Используя упрощенную модель сопротивления, скорость воздуха, необходимая для достижения предельного коэффициента нагрузки для заданной настройки тяги, определяется следующим выражением:

$$V_{\text{лим}}^{\frac{1}{4}} = \frac{T_{\text{лим}}^{\frac{1}{4}} T}{p S C_{d\min}} \quad (20-73)$$

Выражение вернет две скорости полета, по одной для каждого знака. Они представляют собой условия низкой и высокой скорости.

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ (20-73)

Рассмотрим уравнение (20-67) для коэффициента нагрузки при повороте:

$$H^{\frac{1}{4}} \frac{qS}{Bt} \frac{1}{k} \frac{T}{qS} - C_{d\min}$$

Начнем с решения задачи динамического давления при крене с предельной нагрузкой,  $H_{\lim}$ :

$$\begin{aligned} & H_{\lim}^{\frac{1}{4}} \frac{D_{\lim} C}{Bt}^2 \frac{1}{k} \frac{T}{D_{\lim} C} - C_{d\min} \\ & , \quad \frac{K H_{\lim}^{\frac{1}{4}} Bt}{C_2}^2 \frac{1}{4} \frac{D_{\lim}}{D_{\lim}^2} \frac{T}{D_{\lim}} - C_{d\min} \\ & ) \quad K \frac{H_{\lim}^{\frac{1}{4}} Bt}{C}^2 \frac{1}{4} \frac{T}{C} D_{\lim} - C_{d\min} D_{\lim} \\ & ) \quad C_{d\min} D_{\lim} - \frac{T}{C} + K \frac{H_{\lim}^{\frac{1}{4}} Bt}{C}^2 \frac{1}{40} \end{aligned}$$

Это можно решить как квадратное уравнение, как показано ниже:

$$\frac{\frac{1}{2} p V_{\lim}^{\frac{1}{4}}}{D_{\lim}^{\frac{1}{4}}} \frac{T}{C} \frac{T_2}{C} - 4 \delta C_{d\min} \frac{H_{\lim} Bt}{C}^2 = 0$$

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ (20-73)(продолжение)

Дальнейшие манипуляции приводят к:

$$\frac{\frac{V_{\infty}^2}{T} \frac{T_1}{T} - 4\delta C_d \frac{H_{\text{им}}}{C}}{\rho C_d \frac{H_{\text{им}}}{C}}$$

$$\frac{\frac{V_{\infty}^2}{T} \frac{T_1}{T} - T_2 - 4\delta C_d \frac{H_{\text{им}}}{C}}{\rho S C_d}$$

### ПРИМЕР 20-10

Рассчитайте максимальный угол крена для Learjet 45, соответствующий предельному коэффициенту нагрузки 3,5. Какую воздушную скорость на высоте SL можно достичь на высоте SL, если его вес составляет 20 000 фунтов?  $\rho = 7000$  фунтов/фут<sup>3</sup>

#### РЕШЕНИЕ:

Максимальный угол крена:

$$\phi_{\max} = \frac{1}{N_{\text{лим}}} = \frac{1}{3.5} = 27.4^\circ$$

Скорость полета, необходимая для достижения предельного коэффициента нагрузки:

$$\frac{\frac{V_{\infty}^2}{T} \frac{T_1}{T} - T_2 - 4\delta C_d \frac{H_{\text{им}}}{C}}{\rho S C_d}$$

$$\frac{7000}{7000} = \frac{0.002378 \cdot 311.6 \cdot 0.0200}{B_2 + \cos\theta \cdot B_2}$$

$$335.1 \text{ фут} = 198.5 \text{ КТАС}$$

$$912.4 \text{ фут} = 540 \text{ КТАС}$$

### 20.4.3 Анализ петлевого маневра

Петля — это распространённый манёвр, выполняемый лётчиками высшего пилотажа. Рисунок 20-19 показывает идеализированную версию этого маневра (реальная петля обычно имеет более эллиптическую форму, чем та, что показана). Видно, что коэффициент нагрузки,  $n$ , зависит от углового положения самолета в петле: он максимален в точке А и минимален в точке С. Он определяется по формуле

$$n = \frac{V^2}{gR} = \frac{B_2}{\rho g} + \cos\theta \quad (20-74)$$

Если мы знаем коэффициент нагрузки в определенном угловом положении, мы можем вычислить радиус петли, решив уравнение Рв уравнении(20-74).

$$R = \frac{B_2}{\rho n - \cos\theta} \quad (20-75)$$

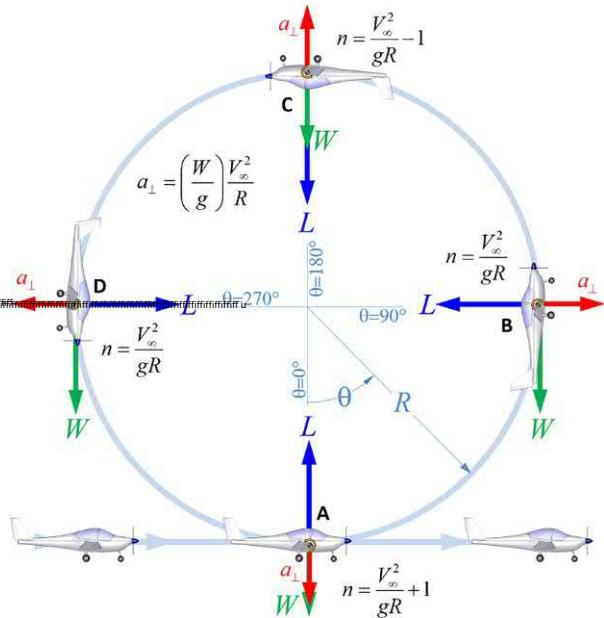


РИСУНОК 20-19 Схема петлевого маневра.

Диаграмма сил применима в равной степени к перевернутой петле, за исключением того, что самолет поворачивается на 180 градусов. Таким образом, для создания подъемной силы требуется отрицательный угол атаки.

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(20.74)

Рассмотрим самолет в нижней части петли. Суммируя силы вдоль его вертикальной оси, получаем

$$\sum F_y = \rho V^2 \frac{B_2}{R} - \rho V^2 \frac{B_2}{R} \cos\theta = \rho V^2 \frac{B_2}{R} (1 - \cos\theta)$$

#### 20.4.4 Энергетическое состояние

##### (1) Высота энергии

Полная энергия самолета массой вес  $V$  лететь на высоте с  $\theta$  скоростью полета  $V$  представляет собой линейную комбинацию потенциальной и кинетической энергии и может быть рассчитана по формуле:

$$\text{Э общий} = \frac{1}{2} M V^2 + \frac{1}{2} \frac{B_2}{R} V^2 \quad (20-76)$$

##### (2) Удельная энергия и энергетическая высота

Удельная энергия определяется как общая энергия на единицу веса и может быть рассчитана следующим образом:

$$\text{Э ЧАС} = \frac{1}{V} \frac{1}{2} M V^2 + \frac{1}{2} \frac{B_2}{R} V^2 \quad (20-77)$$

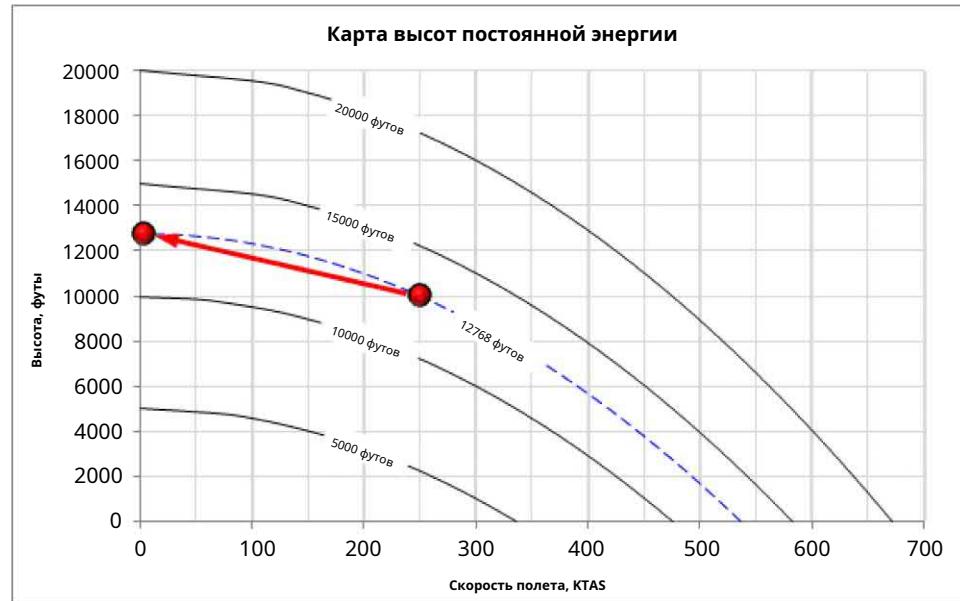


РИСУНОК 20-20 Изоплеты высоты постоянной энергии.

Поскольку единицей измерения удельной энергии является высота (футы или м), ее также называют энергетическая высота. В нем подчеркивается, что маневрирование самолета можно рассматривать как обмен потенциальной и кинетической энергией. Чтобы объяснить, что это значит, рассмотрим самолет, летящий на высоте 10 000 футов со скоростью 250KTAS (422 фута/с), как показано на Рисунок 20-20. Его удельная энергия тогда составляет  $10\,000 + 400/(2\,32,174)^{1/2} = 12\,768$  футов. Это означает, что если пилот обменял всю кинетическую энергию на потенциальную, подняв нос самолета и позволив ему подниматься до тех пор, пока воздушная скорость не упадет до нуля (этот маневр называется масштабирование), самолет достигнет высоты 12 768 футов.

График Рисунок 20-20 называется Карта высот постоянной энергии. Он состоит из изоплет постоянной высоты энергии, которые простираются от вертикальной до горизонтальной оси. Скорость воздуха на любой высоте может быть рассчитана для заданной высоты энергии путем решения для скорости воздуха в уравнении(20-77)как следует:

$$V_{\infty} = \sqrt{\frac{2}{\rho}} \cdot g \cdot C_{AS} \cdot \text{час} \quad (20-78)$$

Уравнение(20-78)была использована для создания карты высот постоянной энергии Рисунок 20-20. На рисунке показаны изоплеты для энергетических высот (ЧАС) 5000, 10 000, 15 000 и 20 000 футов, причем высота 12 768 футов показана пунктирной линией. Кроме того, также показан обмен с начальной высоты 10 000 футов и 250KTAS на 12 768 футов и 0KTAS. График применим ко всем самолетам, независимо от веса. Более зависимое от типа представление получается путем определения и построения графика Удельная избыточная мощность Контурные графики (см. ниже).

### (3) Удельная избыточная мощность

Так же, как удельная энергия была определена как полная энергия на единицу веса, мы также определяем удельная избыточная мощность как избыточная мощность (в расчете на Уравнение 19-16):

$$\Pi_c = \frac{\Pi_E}{W} = \frac{1/4(TB_{\infty} - DV_{\infty})}{W} \quad (20-79)$$

Удельную избыточную мощность можно также записать следующим образом:

$$\Pi_c = \frac{1}{4} \frac{dx}{dt} + \frac{B_{\infty} DV}{\Gamma dt} \quad (20-80)$$

Выражение показывает, что удельная избыточная мощность самолета представляет собой комбинацию его скороподъемности ( $dx/dt$ ) и ускорение вперед ( $B_{\infty}/\Gamma DV/dt$ ). Таким образом, если  $DV/\Gamma dt \leq 0$  (устойчивое состояние), удельная избыточная мощность — это просто ROC самолета. Аналогично, если  $dx/dt \leq 0$ , удельная избыточная мощность — это просто ее ускорение. Проверка уравнения(20-77)показывает, что ее производная по времени равна удельной избыточной мощности, то есть:

$$\frac{\Gamma}{\Delta t} \leq \frac{B_{\infty}}{2\Gamma} \leq \frac{1}{4} \frac{dH_E}{dt} \leq \frac{1}{4} \frac{dx}{dt} + \frac{B_{\infty} DV_{\infty}}{\Gamma dt} \quad (20-81)$$

Короче говоря, удельная избыточная мощность — это скорость изменения энергетической высоты во времени.

$$\Pi_c = \frac{1}{4} \frac{dH_E}{dt} \quad (20-82)$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(20-80)

Начнем с динамической версии уравнений движения, т.е. уравнения(19-3), повторено здесь для удобства (предполагая, что угол тяги  $\epsilon \leq 0$ ):

$$TDB \sin \epsilon \leq \frac{WdV}{\Gamma dt} \quad (19.3)$$

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ (20-80)

(продолжение)

Это можно переписать следующим образом:

$$TD \frac{1}{4} Bts \sin \theta + \frac{WdV}{\Gamma DT} \frac{1}{4} Bt \sin \theta + \frac{1}{\Gamma DT} \quad (я)$$

Умножить на  $B \approx B$ :

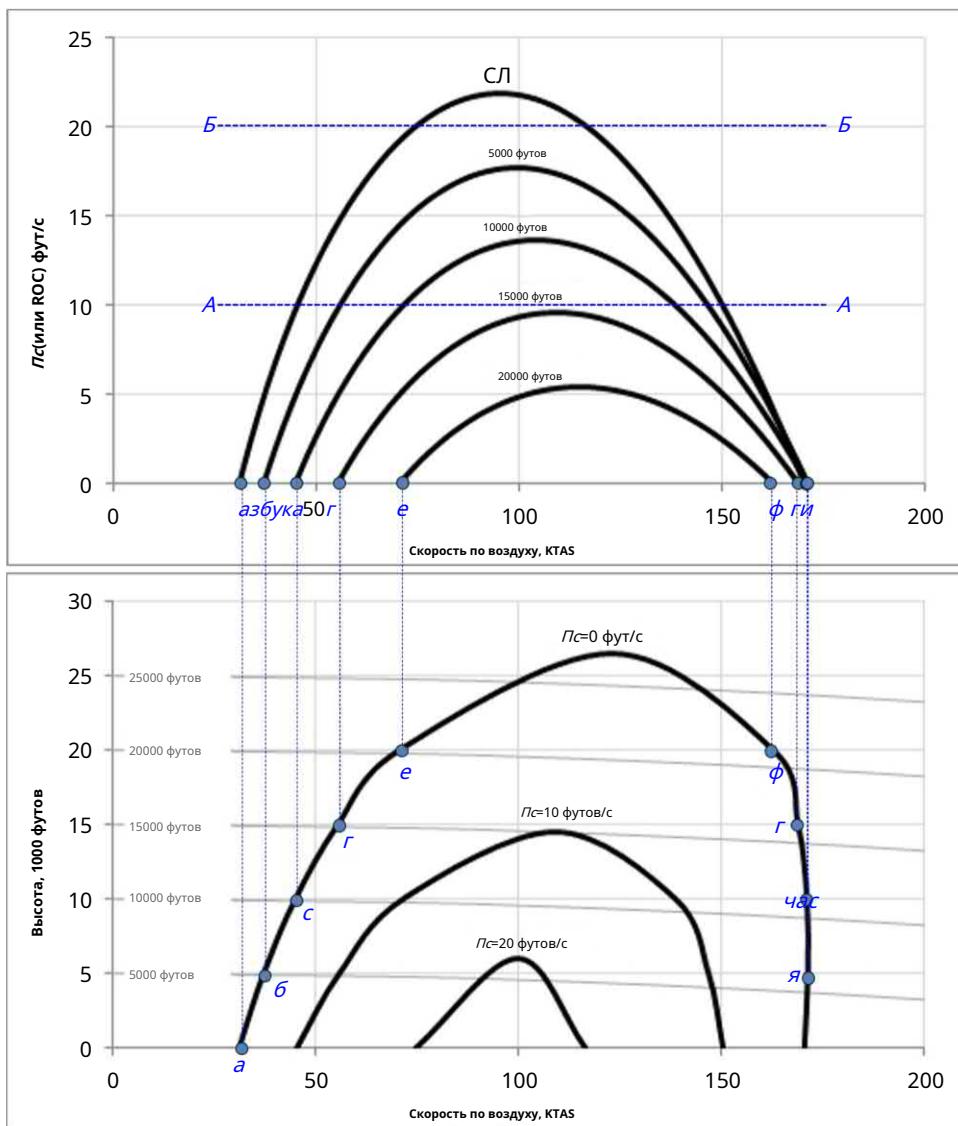
$$\frac{TB - DV}{Bt} \frac{1}{4} \frac{\text{Повышающий П}}{Bt} c \frac{1}{4} Bc v \theta + \frac{BdV}{\Gamma DT} \quad (ii)$$

Заметив, что  $B \approx \sin \theta \approx \frac{1}{4} dx/dt$  мы можем переписать уравнение (ii) следующее:

$$\Pi c \frac{1}{4} \frac{dx}{dt} + \frac{BdV}{\Gamma DT} \quad (20-80)$$

### (4) Построение контура удельной избыточной мощности

Контурный график избыточной мощности используется для демонстрации маневренных возможностей самолета во всем диапазоне его эксплуатационной скорости и высоты полета. Пример такого контурного графика показан в виде нижнего графика Рисунок 20-21. Обычно он строится путем построения графика скорости набора высоты для диапазона высот, как показано на верхнем графике Рисунок 20-21. Таким образом, ПС контур для нулевого ROC (ПС 0 футов/с, что представляет собой минимальную и максимальную скорость полета) строится путем переноса точек, обозначенных ачерезяк нижнему графику. ПС контур для ПС 10 футов/с (ROC 600 футов/мин) строится аналогичным образом, путем переноса точек вдоль линии АА на нижний график. ПС контур для ПС 20 футов/с (скорость ROC



**РИСУНОК 20-21** Построение определенного контура избыточной мощности для самолета класса SR22. Светлые кривые (отмечены от 5000 футов до 25 000 футов) — это изоплеты высоты постоянной энергии, изображенные на Рисунок 20-20.

1200 футов в минуту) строится путем переноса точек вдоль линии ВВ на нижний график.

## Ссылки

- [1]КД Перкинс, Р.Э. Хаге,Летные характеристики, устойчивость и управляемость самолета, Джон Уайли и сыновья, 1949.
- [2]Э. Торенбек,Синтез конструкции дозвукового самолета,третье издание, Издательство Делфтского университета, 1986.
- [3]Л. Николаи,Основы проектирования самолетов,второе изд., 1984.
- [4]Дж. Роскам, К.-Т.Е. Лан,Аэродинамика и летные характеристики самолета, Корпорация DAR, 1997.
- [5]Ф. Дж. Хейл,Летно-технические характеристики, выбор и проектирование самолетов,Джон Уайли и сыновья, 1984, стр. 137-138.
- [6]Дж. Д. Андерсон-младший,Летно-технические характеристики и конструкция самолета,первое издание, McGraw-Hill, 1998.
- [7]А. Миле,Механика полета — теория траекторий полета,Издательство «Довер», 1990.
- [8] Б. Х. Карсон,Топливная эффективность малых самолетов, полет.АИАА-80-1847, 1980,<https://doi.org/10.2514/6.1980-1847>.
- [9]Г. Габриэлли, Т. фон Карман,Какая цена скорости? Удельная мощность, необходимая для движения транспортных средств,Мех. англ. 72 (10) 1950 775-781.
- [10]ХК Смит,Применение оптимальной воздушной скорости Карсона Круза — компромисс между скоростью и эффективностью,SAE SP-621, документ 850867, 1985.
- [11]Аноним,Эксплуатация воздушных судов на высоте более 25 000 футов над средним уровнем моря или при числе Маха более 0,75,AC 61-107B, Федеральное управление гражданской авиации, 29 марта 2013 г.
- [12]Дж. У. Р. Тейлор (ред.),«Джейнс Все самолеты мира» 1984-85,В: Ежегодники Джейн, Jane's Information Group, Ltd., 1985.
- [13]Аноним,Руководство по летной эксплуатации самолетов Lockheed U-2C и U-2F,AF(C)-1-1, 10 мая 1967 г.
- [14]М. Асселин,Введение в летно-технические характеристики самолетов,Образовательная серия АИАА, Американский институт аeronавтики и астронавтики, 1997.

## 21

## Производительность — дальность и выносливость

## КОНТУР

<b>21.1 Введение</b>	<b>867</b>
21.1.1 Содержание этой главы	868
21.1.2 Какие анализы мне необходимо сделать?	868
21.2 Фундаментальные соотношения для дальности и выносливости	868
21.2.1 Общие уравнения движения для дальности и выносливости	869
21.2.2 Основы дальности и продолжительности полета самолетов на ископаемом топливе	869
21.2.3 Основы дальности и выносливости электрических самолетов	871
21.2.4 Удельный расход топлива	871
21.3 Анализ диапазона	873
21.3.1 Профили миссий	873
21.3.2 Профиль дальности 1: постоянная воздушная скорость/высота полета	873
21.3.3 Профиль дальности 2: Постоянное положение/Круиз по высоте	875
21.3.4 Профиль дальности 3: Постоянная воздушная скорость/Круиз по положению	877
21.3.5 Профиль дальности 4: крейсерская дальность полета электрического самолета	880
21.3.6 Конкретный диапазон	881
21.3.7 Определение необходимого топлива для миссии	882
21.3.8 Исследования чувствительности к диапазону	883
21.4 Анализ выносливости	884
21.4.1 Профиль выносливости 1: постоянная воздушная скорость/высота полета	884
21.4.2 Профиль выносливости 2: постоянный крейсерский полет на высоте/постоянном положении	885
21.4.3 Профиль выносливости 3: постоянная воздушная скорость/крейсерское положение	885
21.4.4 Профиль выносливости 4: крейсерская дальность полета электрического самолета	886
21.5 Анализ профиля миссии	886
21.5.1 Основы анализа профиля миссии	886
21.5.2 Специальная миссия 1: миссия по полету по приборам	887
21.5.3 Специальная миссия 2: Круизная миссия NBAA	888
21.5.4 Исследование чувствительности полезной нагрузки к дальности полета	889
Упражнения	890
Ссылки	890

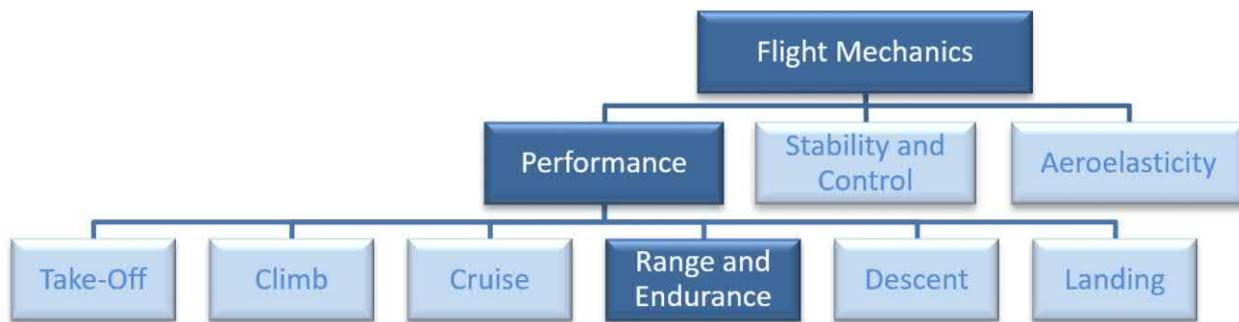
**21.1 ВВЕДЕНИЕ**

Самолет — это прежде всего транспортное средство. Неудивительно, что дальность и выносливость на большой высоте являются основными стимулами для разработки многих самолетов. Важность дальних высотных крейсерских полетов была популяризирована в СМИ в начале-середине 20-го века. Характерным примером является этот абзац в выпуске журнала Boeing Magazine за май 1946 года:

Высотные полеты привлекли разработчиков Boeing и операторов авиакомпаний по нескольким причинам. Чистое небо наблюдается в 95 процентах полетов на высоте более 20 000 футов. Отмены рейсов из-за плохих

Погода снижается до минимума для самолетов, летающих на большой высоте и способных к дальним полетам. Эксплуатационные расходы значительно сокращаются. Скорость воздуха увеличивается с высотой. На высоте 20 000 футов самолет летит на 20–25 процентов быстрее, чем на уровне моря, при той же мощности. Выбрав один из нескольких уровней, пилоты часто могут воспользоваться преимуществами сильных ветров, преобладающих в субстратосфере [1].

Хотя самолеты, безусловно, проектируются для удовлетворения других требований, дальность и выносливость почти всегда включаются в число наиболее важных. Даже самые быстрые и маневренные самолеты не прошли бы проверку, не предложив приемлемую дальность или выносливость. В этой главе основное внимание уделяется методам оценки



**РИСУНОК 21-1** Организационная карта, размещающая теорию дальности и выносливости среди дисциплин Механика полета, и подчеркивание сути этой главы: дальность и выносливость.

дальность и продолжительность полета самолетов. [Рисунок 21-1](#) показывает, как диапазон и выносливость соотносятся с другими разделами теории производительности.

В целом, представленные здесь методы являются «отраслевым стандартом» и отражают методы, представленные различными авторами, например, Перкином и Хайджем.[\[2\]](#), Торенбек[\[3\]](#), Николай[\[4\]](#), Роккам[\[5\]](#), Хейл[\[6\]](#), Андерсон[\[7\]](#), и Миле[\[8\]](#), чтобы назвать несколько. Также обратите внимание, что Торенбек представляет различные методы оптимизации диапазона в справочных материалах[\[9\]](#).

### 21.1.1 Содержание этой главы

- [Раздел 21.1](#) представляет фундаментальную теорию анализа диапазонов, а также информацию, необходимую для выполнения такого анализа.
- [Раздел 21.2](#) представляет классические методы анализа дальности полета с использованием трех различных профилей крейсерского полета для самолетов, работающих на ископаемом топливе, и один, предназначенный для самолетов, использующих электроэнергию. Эти профили называются Постоянная воздушная скорость/высота, постоянное положение/высота, постоянная воздушная скорость/высота, и Постоянный вес профиля, соответственно. В конце раздела представлены методы оценки чувствительности диапазона.
- [Раздел 21.3](#) представляет концепцию конкретного диапазона.
- [Раздел 21.4](#) представляет классические методы анализа выносливости способом, аналогичным методу анализа диапазона.
- [Раздел 21.5](#) представляет методы анализа профиля миссии самолета, но они необходимы для определения реалистичных требований к топливу для нового самолета. В разделе также представлены два важных и общих профиля миссии, для которых разработаны многие самолеты GA; стандартный Миссия круиза IFR и Круизная миссия NBAA. В разделе также представлены важные Полезная нагрузка-Диапазонанализ.

#### 21.1.2 Какие анализы мне необходимо сделать?

Для новичков в анализе дальности/выносливости главный вопрос: «Что я должен оценить и как мне провести эти оценки?» Анализ дальности

**ТАБЛИЦА 21-1** Список задач для анализа круиза.

Имя задачи	Условия	Раздел
Диапазон постоянной скорости полета/высоты	P1	21.3.2
постоянной высоты полета/пространственного положения	P2	21.3.3
Диапазон крейсерского полета с постоянной скоростью/пространственным положением	P3	21.3.4
Дальность крейсерского полета для электрических самолетов	P3	21.3.5
Конкретный диапазон	CP	21.3.6
Продолжительность полета при постоянной скорости/высоте в режиме крейсерского полета	Э1	21.4.1
Продолжительность полета при постоянной высоте/пространственном положении	Э2	21.4.2
Продолжительность полета при постоянной скорости/пространственном положении	Э3	21.4.3
Крейсерская продолжительность полета для электрических самолетов	Э3	21.4.4
Исследования чувствительности к дальности и продолжительности полета		21.3.8
Крейсерская миссия по ПП		21.5.2
Круизная миссия NBAA		21.5.3
Чувствительность к дальности полезной нагрузки		21.5.4

проводится для оценки того, как далеко может лететь самолет и сколько топлива ему потребуется. Продолжительность полета оценивает, как долго он может оставаться в воздухе при определенном количестве топлива. Кроме того, на оба показателя влияет то, как выполняется крейсерский сегмент миссии, и работает ли самолет на ископаемом топливе или электричестве. Для 14 CFR Часть 23 анализ производительности уровня поддерживает сертификацию посредством определения конкретных эксплуатационных скоростей полета и ограничений скорости полета, важных как для Подчасти B, так и для Подчасти G. При этом конструктор должен, как минимум, предоставить оценки следующих характеристик производительности ([Таблица 21-1](#)).

### 21.2 ОСНОВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ ДЛЯ ДАЛЬНОСТИ И ВЫНОСЛИВОСТИ

В этом разделе представлены основные математические соотношения и аэродинамические концепции, необходимые для анализа дальности и выносливости. Полезно сначала просмотреть [Разделы 7.1.3](#)

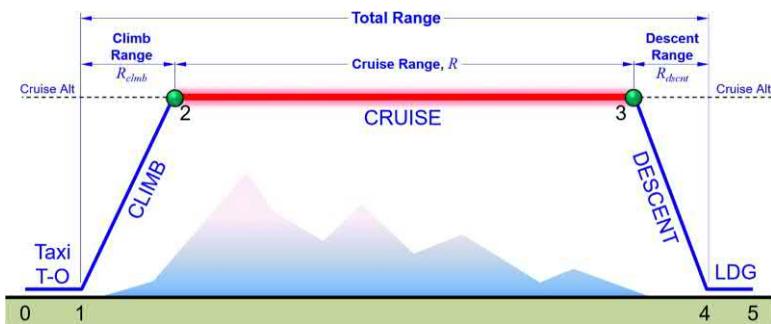


РИСУНОК 21-2 Разбиение миссии на этапы набора высоты, полета в крейсерском режиме и снижения.

и 20.2. Дальность и выносливость анализируются двумя способами: (1) для самолетов на ископаемом топливе они основаны на весе топлива, потребляемого со временем, или (2) для электрических самолетов они основаны на количестве энергии батареи, потребляемой со временем. Это объясняет организацию этой главы.

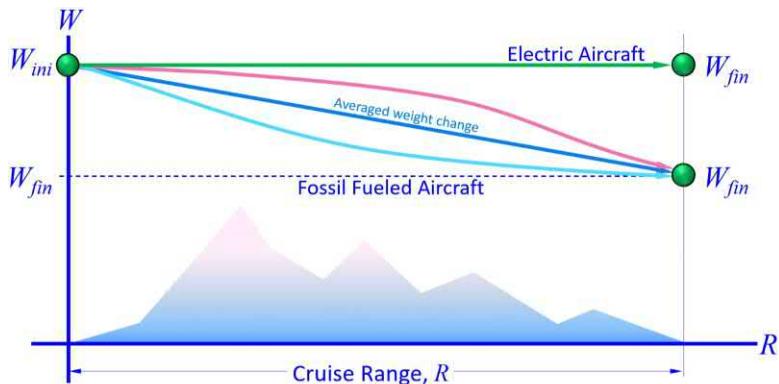
Диапазон расстояния, которое может пролететь самолет за определенное время или за определенное количество топлива. Выносливость этого времени, в течение которого он может оставаться в воздухе при заданном количестве топлива. Как уже говорилось, миссия самолета делится на основные сегменты: набор высоты, крейсерский полет и снижение (см. Рисунок 21-2). В этой книге этап подъема рассматривается в Глава 19 и сегмент спуска в Глава 22. Эта глава (при поддержке Глава 20) фокусируется исключительно на сегменте крейсерского полета. Такая компоновка позволяет устанавливать определенные начальные условия, которые помогают решать проблемы. Обратите внимание, что некоторые рассматривают полный диапазон, состоящий только из сегментов набора высоты и крейсерского полета. Это, возможно, безопаснее для планирования миссии.

### 21.2.1 Общие уравнения движения для дальности и выносливости

См. Раздел 20.2.1.

### 21.2.2 Основы дальности и продолжительности полета самолетов на ископаемом топливе

Базовый сегмент крейсерского полета для самолетов, использующих ископаемое топливо, показан на рисунке. Рисунок 21-3. Самолет начинает крейсерский полет с некоторым начальным весом,  $W_{ini}$ , и пройдя некоторое расстояние,  $R$ , его окончательный вес составляет  $W_{fin}$ , такой что  $W_{fin} < W_{ini}$ .



Это показывает, что расстояние может быть связано с изменением веса (электрические самолеты требуют другого метода). Две нелинейные кривые на Рисунок 21-3 указывают, что самолет может изначально сжигать больше (нижняя кривая) или меньше топлива (верхняя кривая), чем позже в сегменте. Однако для простоты мы предполагаем (1) линейное сжигание топлива (прямая линия) и (2) постоянный удельный расход топлива. Последнее является важным упрощением (см. Уравнения (14-60)–(14-65)). Смешанное сжигание топлива можно разбить на более мелкие линейные сегменты для упрощения анализа.

#### (1) Базовый диапазон

В простейшей форме дальность действия — это произведение скорости,  $V_\infty$ , и времени,  $\Delta t$ .

$$R \equiv V_\infty \Delta t \quad (21-1)$$

#### (2) Диапазон в зависимости от изменения веса

Для математического удобства полезно транспонировать оси Рисунок 21-3, к тому, что показано на Рисунок 21-4. На этом рисунке горизонтальная ось представляет вес, а вертикальная — диапазон. Затем диапазон изменяется от 0 до  $W_{ini}$  до конечного диапазона,  $R$ ,  $W_{fin}$  и  $W_{ini}$ .

Исходя из этого, мы можем определить изменение в диапазоне следующее:

$$\frac{dR}{dW} \equiv \frac{\text{Скорость изменения расстояния}}{\text{Скорость изменения веса}} = \frac{V_\infty}{C_T T} \quad (21-2)$$

где это удельный расход топлива на тягу, обсуждаемый в Раздел 21.2.4, ( $1/c$  или  $1/\chi$ ).  $V_\infty$  — это воздушная скорость, и  $T$  — это температура.

РИСУНОК 21-3 Влияние путешествия на вес самолетов, работающих на ископаемом топливе, по сравнению с электрическими самолетами.

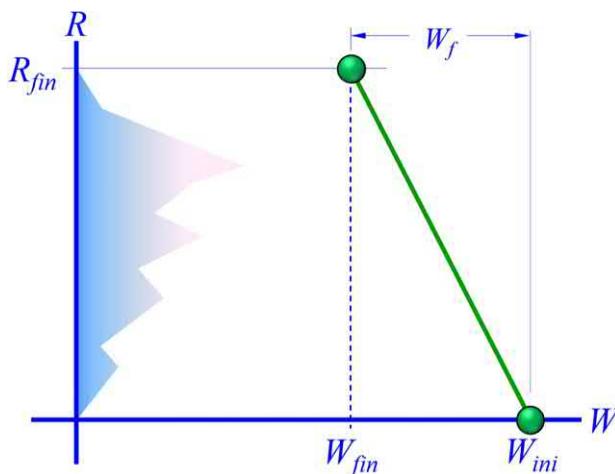


РИСУНОК 21-4 Базовый сегмент круиза с транспонированными осями.

Во время круиза  $\frac{1}{4} \frac{dW}{dT} = \frac{B_\infty D}{C_T \Gamma}$ . Поэтому мы можем переписать изменение диапазона следующим образом:

$$\frac{dP}{4} \frac{\frac{B_\infty dW}{dT}}{-C_T \Gamma} = \frac{B_\infty}{-C_T \Gamma} \frac{dW}{dT} = \frac{B_\infty \delta P}{-C_T \Gamma} \frac{dW}{dT} \quad (21-3)$$

### (3) Выносливость против изменения веса

Выносливость это время, в течение которого самолет может оставаться в воздухе, потребляя определенное количество топлива. Как и дальность, выносливость анализируется как круизный сегмент. Такой сегмент показан на Рисунок 21-5 идентичен Рисунок 21-4, за исключением того, что вертикальная ось представляет время.

Вспомним определение в Раздел 21.2.4:

$$C_T \equiv \frac{\dot{m}_{топливо}}{T} \frac{1}{4} \frac{dW}{dT} \quad (21-4)$$

Обратная производная  $dW/dt$  это просто скорость изменения времени по отношению к весу. Это позволяет нам записать изменение времени наверху следующим образом:

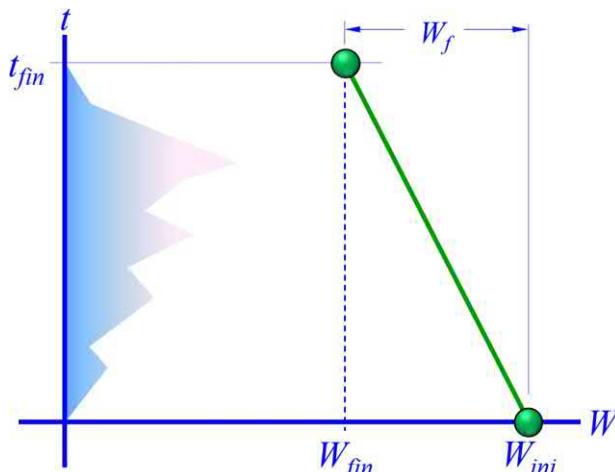


РИСУНОК 21-5 Базовый сегмент круиза по времени полета.

$$\frac{dV}{dT} \frac{1}{4} - C_T \frac{dt}{dT} = \frac{1}{4} \frac{dV}{dT} \frac{1}{C_T} \frac{dt}{dT} \quad (21-5)$$

Используя предположение, использованное для уравнения(21-3), то есть,  $\frac{1}{4} \frac{dV}{dT} = \frac{B_\infty D}{C_T \Gamma}$ , расширьте это выражение, чтобы получить

$$\frac{dt}{dT} = \frac{1}{C_T} \frac{dV}{dT} = \frac{1}{C_T} \frac{B_\infty D}{C_T \Gamma} = \frac{B_\infty D}{C_T^2 \Gamma} \quad (21-6)$$

Решение Уравнений(21-3) и(21-6) требует включения зависимости  $B_\infty D$ ,  $C_T$ ,  $\Gamma$ . Уравнения(21-3) и(21-6) формируют основу для оценки дальности и выносливости самолетов на ископаемом топливе. Это осуществляется с использованием так называемого «Уравнения дальности и выносливости «Брэгге». Его создание приписывают французскому авиаконструктору Луи Шарлю Брэгге (1880-1955), одному из пионеров авиации.

### (4) Уравнение диапазона Брэгге

Диапазон оценивается путем интегрирования уравнения(21-3), где ограничениями являются начальный и конечный вес на протяжении круизного сегмента.

$$\int_{W_{\text{титни}}}^{W_{\text{фн}}} \frac{B_\infty \delta P}{-C_T \Gamma} \frac{dW}{dT} dt = \int_{W_{\text{титни}}}^{W_{\text{фн}}} \frac{B_\infty \delta L}{C_T \Gamma} \frac{dW}{dT} dt \quad (21-7)$$

Обратите внимание на инверсию пределов интегрирования из-за знака минус. Очевидно, что это не готовое решение. Как было сказано ранее, это требует включения зависимости  $B_\infty D / C_T \Gamma$ . Единичная проверка подынтегрального выражения уравнения(21-7) показывает следующее:

$$\frac{B_\infty C_l}{C_T \Gamma} \left[ \frac{1}{2} M - \frac{1}{2} \frac{M}{H} \right] = \frac{1}{2} M - \frac{1}{2} \frac{M}{H} \quad (21-8)$$

В то время как уравнение(21-7) легко интегрируется численно, существуют замкнутые решения с использованием некоторых упрощающих предположений. Одним из таких предположений является постоянный удельный расход топлива. Другие предположения включают упрощенную модель сопротивления и «вид» крейсерского полета. Несколько известных замкнутых решений уравнения Брэгге приведены в Раздел 21.3.

### (5) Уравнение выносливости Брэгге

Что касается диапазона, уравнение(21-6) решается для выносливости путем интегрирования, в котором ограничениями являются начальный и конечный вес на данном участке.

$$\int_{W_{\text{титни}}}^{W_{\text{фн}}} \frac{B_\infty \delta L}{-C_T \Gamma} \frac{dW}{dT} dt = \int_{W_{\text{титни}}}^{W_{\text{фн}}} \frac{B_\infty \delta L}{C_T \Gamma} \frac{dW}{dT} dt \quad (21-8)$$

Решение уравнения(21-8) подлежит тем же последствиям, что и уравнение(21-7), относительно зависимости  $B_\infty D / C_T \Gamma$ . Решения в замкнутой форме существуют для всех тех же случаев, что и для диапазона. Несколько известных решений в замкнутой форме приведены в Раздел 21.4. Единичная проверка подынтегрального выражения уравнения(21-8) показывает следующее:

$$\frac{1 \text{ Сл}1}{\text{С}т \text{СДВТ}} = - \frac{1}{\text{кг}=\text{с}}^{-\frac{1}{2}1} - \frac{1}{\frac{1}{2}\text{Н}} \frac{1}{\text{кг}} \frac{\text{с}}{\text{Н}}$$

### 21.2.3 Основы дальности и выносливости электрических самолетов

Дальность и продолжительность полета электрического самолета можно приблизительно оценить, используя подход с использованием эталона [10]. Обратите внимание на дополнительное обсуждение в Разделы 6.2.1 и 7.4. Сначала давайте определим фундаментальные переменные.

Аккумулятор и силовая передача

Ниже приводится перечень тем, затронутых в Раздел 7.4, представлено для удобства.

Удельная масса энергии:

$$\dot{\mathcal{E}} * \equiv \frac{UI\Delta t}{M_{\text{батт}}} \quad \text{Втч}=\text{кг} \quad (7.47)$$

Энергоёмкость:

$$\dot{\mathcal{E}}_{\text{батт}} \equiv \dot{\mathcal{E}} M_{\text{батт}}^{\frac{1}{2}} \text{Чт} \quad (7.50)$$

Доступная мощность двигателя:

$$\text{Предний } \frac{1}{4} \text{ Пользовательский интерфейс } \text{W} \quad (7.67)$$

Извлеченная мощность батареи:

$$\text{Пользовательский интерфейс } \text{W} \quad (21-9)$$

где У напряжение (вольт), яток (амперы), имбатт масса батареи, приводящей в движение двигатель. См. Рисунок 7-56 для общей эффективности системы,  $\eta_{\text{система}}$ . Доступная мощность двигателя ( $P_{\text{AVmot}}$ ) соответствует мощности, передаваемой на вал поршневого двигателя. Она передается на сторону двигателя (видеть Рисунок 7-56) и остается модифицироваться эффективностью винта,  $\eta_v$ . Извлеченная энергия батареи это мощность, извлекаемая из батареи. Она генерируется химической реакцией на стороне батареи. Показано в Рисунок 7-56 то, какая часть этой энергии преобразуется в тяговую мощность, зависит от общей эффективности системы.

### 21.2.4 Удельный расход топлива

Прогнозы, касающиеся дальности и выносливости, требуют отслеживания изменения веса из-за расхода топлива. Это достигается с помощью удельный расход топлива, SFC, который поставляется в двух версиях:

- (1) Удельный расход топлива на тягу используется для реактивных самолетов и имеет единицу измерения 1/ч как в британской системе, так и в системе СИ. Обозначается как ТСФК, СФК, или ст.
- (2) Удельный расход топлива используется для винтовых самолетов. В системе Великобритании имеет единицы измерения lb<sub>ф</sub>/(HP h) и обозначается как СФК<sub>л.с.</sub> или С<sub>л.с.</sub> для мощности двигателя в лошадиная сила (л.с.). В системе СИ имеет единицы измерения кг/(кВт·ч) и обозначается СФК<sub>квт</sub> или С<sub>квт</sub>.

### (1) Удельный расход топлива в зависимости от тяги

Расход топлива реактивных двигателей обычно измеряется в единицах веса или массы расхода топлива в единицу времени на единицу силы тяги. Рассмотрим реактивный двигатель, который развивает постоянную тягу  $T$  со временем  $\Delta t$ , при потреблении веса  $\Delta W_f$  (или масса  $\Delta m_f$ ) единиц топлива. Таким образом, удельный расход топлива на тягу определяется следующим образом:

$$\bar{C}_t \equiv \frac{1}{T} \frac{\Delta W_f}{\Delta t} \quad C_f \equiv \frac{1}{T} \frac{\Delta m_f}{\Delta t} \frac{J_f}{T} \quad (21-10)$$

Полоса представляет собой усредненное значение (иначе это мгновенное значение). В британской системе наиболее распространенными единицами являются «фунт<sub>ф</sub>-топлива на фунт<sub>ф</sub>-тяги каждый час». Это пишется как lb<sub>ф</sub>/(фунт<sub>ф</sub>·h), или просто как 1/h. В системе СИ наиболее распространенными единицами являются «кг топлива на Н тяги в час» или кг/(Н·ч). Его нужно умножить на  $g$  чтобы преобразовать его в 1/ч. В то время как СФК является иногда представлено в секундах, представляя его в терминах часов более практично для самолетов общевойской авиации, и именно этот подход принят в данном издании книги.

При работе в системе Великобритании тяга и расход топлива указаны в фунтах<sub>ф</sub> фунт<sub>ф</sub>/ч соответственно. Поэтому СФК вычисляется, как показано ниже. При оценке дальности или выносливости используйте воздушную скорость в KTAS и СФКв 1/ч.

$$C_F K \frac{1}{4} C_t \equiv \frac{\text{вес топлива в фунтах=час}}{\text{тяга в фунтах силы 1}} \frac{1}{4} \frac{J_f}{T} \frac{\text{фунт}_f=\text{ч}}{\text{фунт}_f} \quad \text{ð21-11þ}$$

При работе в системе СИ тяга и расход топлива указываются в Н и кг/ч соответственно. СФК вычисляется, как показано ниже. Кг/ч необходимо преобразовать в Н/ч. При оценке дальности или выносливости используйте воздушную скорость в км/ч и СФКв 1/ч.

$$C_F K \frac{1}{4} C_t \equiv \frac{9:807}{\text{тяга в Ньютонах}} \frac{\text{масса топлива в кг=ч}}{\text{час}} \frac{1}{4} \frac{J_f}{T} \frac{N=ch}{H} \quad \text{ð21-12þ}$$

### ПРИМЕР 21-1

При определенной скорости полета небольшой турбовентиляторный двигатель потребляет 1000 фунтов<sub>ф</sub> топлива в час, вырабатывая 1500 фунтов<sub>ф</sub> тяги. Определить С в системе Великобритании и системе СИ с использованием часов и секунд в качестве эталонного времени.

#### РЕШЕНИЕ:

$$C_F \frac{1}{4} \frac{1000 \text{ фунтов}_f \text{ час}}{1500 \text{ фунтов}_f} \frac{1}{40:667} \frac{1}{\text{час}}$$

$$C_F \frac{1}{4} \frac{453 \text{ кг}=ч}{6664 \text{ Н}} \frac{1}{40:0680} \frac{\text{кг}}{\text{Н с}}$$

## (2) Удельный расход топлива в зависимости от мощности

Расход топлива винтовых/двигательных установок измеряется в единицах веса или массы расхода топлива в единицу времени на единицу мощности. Рассмотрим поршневой двигатель, который развивает постоянную мощность двигателя Пангл в течение периода времени  $\Delta t$ , при потреблении веса  $\Delta W_f$  (или масса  $\Delta m_f$ ) единиц топлива. Таким образом, удельный расход топлива определяется следующим образом:

$$\bar{C}_{\text{топ}} = \frac{1}{\text{Пангл}} \frac{\Delta W_f}{\Delta t} \quad C_{\text{топ}} = \frac{1}{\text{Пангл}} \frac{\Delta W_f}{\Delta t} \frac{1}{4} \frac{\dot{m}_f}{\text{Пангл}} \quad (21-13)$$

Мощность обычно указывается в ВНР, SHP или ваттах (или киловаттах). Удобно использовать нижние индексы, чтобы различать разные типы двигателей. Таким образом, мы будем писать  $C_{\text{топ}}$  для поршневого двигателя, мощность которого оценивается в ВНР,  $C_{\text{топ}}$  для турбовинтового двигателя, мощность которого оценивается как SHP,  $C_{\text{топ}}$  для двигателей, мощность которых измеряется в кВт (например, электродвигатели), и  $C_{\text{топ}}$  для неспецифической лошадиной силы. В системе Великобритании наиболее распространенными единицами являются «фунт $f$  топлива на лошадиную силу в час». Это пишется как  $\text{lbf}/(\text{л.с. ч})$ . Используя различные единицы мощности, это также записывается как  $\text{фунт}_f/(\text{ВНР} \cdot \text{ч})$  или  $\text{фунт}_f/(\text{SHP} \cdot \text{ч})$ . В системе СИ наиболее распространенными единицами являются «кг топлива на кВт мощности в час» или  $\text{кг}/(\text{kVt} \cdot \text{ч})$ .

При работе в системе Великобритании мощность и расход топлива указаны в лошадиных силах и фунтах $f$ /ч соответственно. СФК $_{\text{л.с.}}$  вычисляется, как показано ниже. При оценке дальности или выносливости используйте воздушную скорость в КТАС и СФК в 1/ч.

$$C_{\text{ФК}} \equiv \frac{\text{вес топлива в фунтах=час}}{\text{мощность в лошадиных силах}} \frac{1}{4} \frac{\dot{m}_f}{\text{П.с.}} \frac{\text{фунт}}{\text{л.с. час}} \quad (21-14)$$

В литературе часто говорится о власти и расход топлива для поршневых двигателей в системе СИ в кВт и кг/ч соответственно. В этом случае мы пишем

$$C_{\text{ФК}} \equiv \frac{\text{масса топлива в кг=ч}}{\text{Мощность в киловаттах}} \frac{1}{4} \frac{\dot{m}_f}{\text{ПкВт}} \frac{\text{кг}}{\text{кВт час}} \quad (21-15)$$

Также часто бывает так, что единственным доступным СФК находится в системе Великобритании (как СФК $_{\text{л.с.}}$ ). Однако, чтобы использовать формулу в этой главе, посвященную системе СИ, ее необходимо преобразовать в  $\text{кг}/(\text{kVt} \cdot \text{ч})$ . Это делается так, как показано ниже:

$$C_{\text{ФК}} \equiv \frac{0:6083 C_{\text{ФК}}}{3600} \frac{\text{кг}}{\text{кВт час}} \quad (21-16)$$

где константа 0,6083 представляет собой отношение  $(0,4536 \text{ кг/фунт}_f)/(0,7457 \text{ кВт/л.с.})$ .

## ПРИМЕР 21-2

Поршневой двигатель потребляет 12,5 галлонов авиационного бензина в час, развивая мощность 150 л.с. Определить  $C_{\text{топ}}$  в системах Великобритании и СИ соответственно. Avgas весит 6 фунтов $f$ /галлон. Его масса составляет 2,72 кг/галлон.

## РЕШЕНИЕ:

$$\begin{aligned} \text{Сл.с.} \frac{1}{4} & \frac{12:5 \text{ галлонов=час}}{150 \text{ л.с.}} \frac{1}{4} \frac{75 \text{ фунтов } f=4}{150 \text{ л.с.}} \frac{1}{4} \frac{0:500 \text{ фунт } f}{\text{л.с. ч}} \\ \text{СкВт} \frac{1}{4} & \frac{12:5 \cdot 2:72 \text{ кг}=4}{150 \text{ л.с.}} \frac{1}{4} \frac{34 \text{ кг}=4}{111:9 \text{ кВт}} \frac{\text{кг}}{\text{кВт·ч}} \end{aligned}$$

## (3) Соотношение удельного расхода топлива мощности и тяги

Для реактивных самолетов уравнения (21-11) и (21-12) может быть использовано напрямую. Это невозможно для винтовых самолетов, поскольку их мощность должна быть преобразована в тягу. Как показано в предыдущих главах, пропеллер преобразует мощность двигателя, Пангл, в тяговую мощность (или доступную мощность), П<sub>средний</sub>, через эффективность винта,  $\eta_p$ . Расход топлива зависит от Пангли и Н<sub>п</sub><sub>средний</sub>. Отношения между ними можно представить следующим образом

$$\left( \frac{T}{4} \frac{P_{\text{средний}}}{P_{\text{средний}}} = B^{\infty} \right) \quad P_{\text{средний}} \frac{1}{4} \eta_p \text{Пангл} \frac{1}{4} TB^{\infty}, \quad P_{\text{средний}} \frac{1}{4} \eta_p = \eta_p \quad (21-17)$$

где  $B^{\infty}$  истинная воздушная скорость. Поскольку  $J_f \frac{1}{4} C_{\text{ст}} T_i$   $J_f \frac{1}{4} C_{\text{ст}} \text{Пангл}$ , мы можем объединить их, чтобы получить

$$C_{\text{ст}} \frac{1}{4} C_{\text{ст}} \text{Пангл} = T \quad (21-18)$$

Замена Т<sub>и</sub> П<sub>средний</sub> в уравнении (21-18) их коллегами в Equation (21-17), дает нам возможность преобразовать удельный расход топлива по мощности в удельный расход топлива по тяге.

$$C_{\text{ст}} \frac{1}{4} C_{\text{ст}} \frac{P_{\text{средний}} = \eta_p}{P_{\text{средний}} = B^{\infty}} \frac{1}{4} \frac{C_{\text{ст}} B^{\infty}}{\eta_p} \quad (21-19)$$

Если при оценке используется воздушная скорость в КТАС диапазон, Сл.с. связано с  $C_{\text{ст}}$  следующее:

$$C_{\text{ст}} \frac{1}{4} \frac{C_{\text{ст}} \cdot B_{\text{КТАС}}}{325:9 \eta_p} \frac{1}{4} \frac{1}{\text{час}} \quad (21-20)$$

где константа 325,9 — это отношение (550 фут-фунтов $f$ /с)/(1,688 фут ч/(с нм)), как показано в выводе уравнение. Если работать со скоростью воздуха в км/ч, то  $C_{\text{ст}}$  связано с  $C_{\text{ст}}$  следующее:

$$C_{\text{ст}} \frac{1}{4} \frac{C_{\text{ст}} B_{\text{км/ч}}}{367:1 \eta_p} \frac{1}{4} \frac{1}{\text{час}} \quad (21-21)$$

где константа 367,1 представляет собой отношение (3600 с/ч)/(9,807 м/с<sup>2</sup>), как показано при выводе уравнения.

(4) Расход топлива,  $\dot{m}$ 

Мгновенный расход топлива, также называемый расходом топлива, дается.

Турбореактивные и турбовентиляторные двигатели:

$$\dot{m} = \frac{1}{4} C_F K_T \frac{1}{4} c_{st} T \quad (21-22)$$

Поршневые и турбовинтовые двигатели:

$$\dot{m} = \frac{1}{4} C_F K_{Lc} \frac{1}{4} c_{Lc} \frac{1}{4} c_{Plc} \frac{1}{4} c_{Plc} \quad (21-23)$$

$$\dot{m} = M_F \frac{1}{4} C_F K_{Vt} \frac{1}{4} c_{Vt} \frac{1}{4} c_{Kvt} \frac{1}{4} c_{Kvt} \quad (21-24)$$

где  $\dot{m}$  – расход топлива в фунтах/рукам кг/ч.

$c_{st}$  находится в

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(21-20)

Замените единицы лошадиной силы и в фут/с в уравнение (21-19) получить.

$$\begin{aligned} & \frac{C_{st} \frac{1}{4} c_{Lc} B_{ft} = c}{\eta_p} \frac{\frac{1}{4} c_{Plc}}{\text{час}} \frac{\frac{1}{4} c_{Kvt}}{\text{л.с.}} \frac{\frac{1}{4} c_{Vt}}{\text{фунт}} \frac{\frac{1}{4} c_{Kvt}}{\text{фут}} \\ & ! \frac{\frac{1}{4} c_{Plc}}{\text{л.с.}} \frac{\frac{1}{4} c_{Vt}}{\text{фунт}} \frac{\frac{1}{4} c_{Kvt}}{\text{фунт}} \frac{\frac{1}{4} c_{Kvt}}{\text{фут}} \end{aligned}$$

Согласованность единиц в уравнении Бреге требует единиц 1/ч. Таким образом, подставьте воздушную скорость в KTAS в приведенное выше

$$C_{st} \frac{1}{4} \frac{\frac{1}{4} c_{Plc} \frac{1}{4} c_{Kvt} \frac{1}{4} c_{Vt}}{550 \eta_p} \frac{1}{\text{час}} \frac{1}{550 \eta_p} \frac{1}{550 \eta_p} \frac{1}{325.9 \eta_p} \frac{1}{\text{час}}$$

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(21-21)

Подставляя  $k_{Vt}$  и  $B_{ft}$  км/ч в уравнение (21-19) приводит к следующей головоломке единиц. Обратите внимание, что нам нужно превратить единицу массы/ч в вес/ч, что мы делаем, умножая ее на  $g/9.807 \text{ м/с}^2$ . Кроме того, согласованность единиц в уравнении Бреге требует единиц 1/ч. Для преобразования мы должны заменить  $N/1\text{kg m/c}^2$  на  $B^4 \text{N m/c}^4 \text{kg m/c}^2$ .

$$\begin{aligned} & \frac{C_{st} \frac{1}{4} c_{Kvt} B_{ft}}{\eta_p} \frac{1}{\text{час}} \frac{\frac{1}{4} c_{Plc} \frac{1}{4} c_{Kvt} \frac{1}{4} c_{Vt}}{\text{час}} \frac{\frac{1}{4} c_{Plc} \frac{1}{4} c_{Kvt} \frac{1}{4} c_{Vt}}{\text{фунт}} \frac{\frac{1}{4} c_{Plc} \frac{1}{4} c_{Kvt} \frac{1}{4} c_{Vt}}{\text{фунт}} \\ & ! \frac{\frac{1}{4} c_{Plc} \frac{1}{4} c_{Kvt} \frac{1}{4} c_{Vt}}{\text{фунт}} \frac{\frac{1}{4} c_{Plc} \frac{1}{4} c_{Kvt} \frac{1}{4} c_{Vt}}{\text{фунт}} \frac{\frac{1}{4} c_{Plc} \frac{1}{4} c_{Kvt} \frac{1}{4} c_{Vt}}{\text{фунт}} \end{aligned}$$

## 21.3 АНАЛИЗ ДИАПАЗОНА

В этом разделе представлены методы проведения анализа дальности. Анализ дальности исследует, как далеко может пролететь самолет при определенном количестве топлива или энергии батареи. Анализ позволяет определить скорости полета, которые

необходимо поддерживать для достижения оптимальной дальности и как оценить стоимость эксплуатации на неоптимальных скоростях полета. Это также позволяет оценить различные чувствительности, такие как влияние веса топлива и высоты.

## 21.3.1 Профили миссий

Уравнение диапазона Бреге определяется как Уравнение (21-7). Замкнутое решение этого уравнения требует упрощения профиля крейсерского полета. Профиль диапазона относится к параметрам полета, которые пилот пытается поддерживать во время крейсерского полета. Обычно самолеты придерживаются трех различных профилей крейсерского полета. Они основаны на сочетании физических и математических интерпретаций, показанных в Таблица 21-2.

Решения в замкнутом виде предоставляются для комбинаций параметров в Таблица 21-3. Полезно сохранить первую формулу уравнения (8-7). При рассмотрении этих комбинаций следует иметь в виду следующее (для удобства повторим здесь):

$$L \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (8-7)$$

## 21.3.2 Профиль дальности 1: постоянная воздушная скорость/высота полета

Этот профиль дальности полета предполагает постоянную воздушную скорость и высоту между узлами 2 и 3 (крейсерский сегмент) в Рисунок 21-6. Профиль соответствует обычной эксплуатации самолета, как указано авиадиспетчерами. Поскольку вес

ТАБЛИЦА 21-2 Физическая и математическая интерпретация параметров для анализа миссии.

Физическая интерпретация	Математический интерпретация
Постоянная скорость воздуха подразумевает...	$V = \text{const}$
Постоянная высота подразумевает...	$h = \text{const}$
Постоянное отношение (т.е. AOA) подразумевает...	$C_L/C_D = \text{const}$

ТАБЛИЦА 21-3 Определение нескольких профилей диапазона.

Раздел	Тип профиля диапазона	$B_\infty$	$\rho$	$C_L/C_D$
21.3.2	Постоянная воздушная скорость/высота	Постоянный	Постоянный	–
21.3.3	Постоянное отношение/высота	–	Постоянный	Постоянный
21.3.4	Постоянная воздушная скорость/ отношение	Постоянный	–	Постоянный
21.3.5	Постоянный вес	Постоянный	Постоянный	Постоянный

самолет уменьшается со временем (по мере расходования топлива), АOA (угол наклона) самолета также уменьшается. Это, в свою очередь, уменьшает коэффициент подъемной силы, который, как видно из уравнения(21-7), это единственный способ уменьшить подъемную силу, если  $B = \rho V^2 C$  являются постоянными.

### (1) Требования

Скорость полета — постоянная во время крейсерского полета ( $V = \text{const}$ )  
Постоянная высота — постоянная во время полета ( $h = \text{const}$ )  
Отношение — АOA должно быть уменьшено во время крейсерского полета ( $C_L/C_{L\min} = \text{const}$ )

#### (2) Уравнение дальности 1 для реактивных самолетов

Полученное уравнение дальности можно представить в двух формах. Первая форма использует вес в начальном и конечном узлах.

$$\frac{B}{\rho V^2 C} = \frac{2}{C_{L\min}} \frac{K}{C_L} \quad (21-25)$$

где

$$A = \frac{2}{\rho V^2 C} \frac{K}{C_{L\min}} \quad (21-26)$$

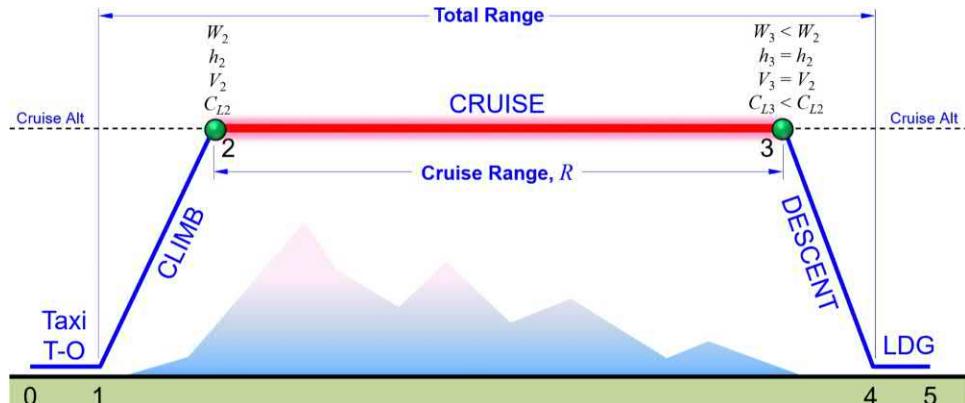
Обратите внимание на сходство  $A = \frac{2}{\rho V^2 C} \frac{K}{C_{L\min}}$  из Уравнение (20-55). Вторая форма допускает уравнение(21-25) записать через коэффициент подъемной силы в начальном и конечном узлах. Это вторая форма.

$$\frac{B}{\rho V^2 C} = \frac{\frac{2}{C_{L\min}} \frac{K}{C_L}}{\frac{2}{C_{L\min}} - \frac{2}{C_{L\min}}} \quad (21-27)$$

ПРИМЕЧАНИЕ 1:

Константа  $A$  требует  $V = \text{const}$  футах/с (или м/с), из-за согласованности единиц. Это делает его потенциальным источником ошибок, если намерение состоит в использовании  $V = \text{const}$  в узлах или км/ч в числителе уравнения(21-25).

**РИСУНОК 21-6** Крейсерский полет с постоянной скоростью и постоянной высотой.



ПРИМЕЧАНИЕ 2:

Выражение в значительной степени  $\frac{B}{\rho V^2 C} \Delta t$ , где  $\Delta t$  это отношение безразмерной величины внутри скобок и знаменателя. Единица времени для этого отношения диктуется  $t$ . Таким образом, если  $V = \text{const}$  в числителе находится в KTAS (футах/с), то в дюймах/ч, уравнение вернет дальность в футах (или м).

ПРИМЕЧАНИЕ 3:

Для диапазона  $R$  в морских милях (нм), Уравнение(21-26) можно изменить следующим образом, если предпочтительнее использовать KTAS не в футах/с. Это также предполагает  $\rho$  в слагах/футах,  $C_L$  в футах $^2$ ,  $B$  в фунтах $^3$ , и  $t$  в 1/ч:

$$A = \frac{0:7021}{\rho V^2_{\text{KTAS}}} \frac{K}{C_{L\min}} \quad (21-28)$$

С  $B = 1.688$  в KTAS, мы упрощаем выражение, используя  $2/1,688 = 0,7021$ . Для дальности в км используйте следующую форму уравнения(21-26). Предполагается, что  $\rho$  в кг/м $^3$ ,  $C_L$  в м $^2$ ,  $B$  в км/ч, и  $t$  в 1/ч:

$$A = \frac{25:908}{\rho V^2_{\text{км/ч}}} \frac{K}{C_{L\min}} \quad (21-29)$$

Коэффициент 25,908 получается путем подстановки соответствующих масштабных коэффициентов между параметрами в системах СИ и Великобритании в уравнение(21-26).

#### (3) Уравнение дальности 1 для винтовых самолетов

Те же выражения используются для винтовых самолетов. Мы должны сделать важное изменение  $s_{\text{л.с.}}$ . Его необходимо преобразовать в  $s_{\text{л.с.}}$  через  $s_{\text{л.с.}} = \frac{V}{\rho} \cdot \eta$ . Поскольку скорость воздуха постоянна, нет никакого воздействия  $s_{\text{л.с.}}$  на интеграции. Если использовать мощность в лошадиных силах и воздушную скорость в KTAS, это достигается с помощью уравнения(21-20). Таким образом, если  $\rho$  выражено в слагах/фут $^3$ ,  $C_L$  в футах $^2$ ,  $B$  в KTAS,  $s_{\text{л.с.}}$  в фунтах $^3$ /л.с. ч, и  $t$  в нм, тогда уравнение(21-25) становится

$$A = \frac{325:9\eta}{\rho V^2_{\text{KTAS}}} \frac{K}{C_{L\min}} \quad (21-30)$$

где рассчитывается по уравнению(21-28). Примечания 1 и 2 выше применимы и здесь. Аналогично, уравнение(21-25) преобразуется в систему СИ с помощью уравнения(21-21). Если  $pV$  кг/м<sup>3</sup>,  $C_D$  м<sup>2</sup>,  $V$  м/с,  $C_{D\min}$  кг/(кВт·с), и  $R$  в км, тогда уравнение(21-25) становится

$$P^{1/4} \frac{2}{C_D} \frac{\rho_2 B_4 C_2}{4k} \frac{B_\infty}{C_D} \frac{1}{\rho V_2 C} \frac{3}{B^2} = \frac{1}{C_{D\min} \rho_2 B_4 C_2} \frac{1}{4k + W_2} \quad (21-31)$$

где рассчитывается по уравнению(21-29). При необходимости конвертируйте сл. с.  $C_D$  по уравнению(21-16).

### ПРИМЕР 21-3

Обратите внимание, что это упражнение является частью решения

Примера 21-6. Легкий самолет начинает свой крейсерский сегмент на скорости 150 KTAS на высоте 10 000 футов, когда он весит 3200 фунтов.<sup>4</sup> После полета на этой высоте в течение некоторого времени было замечено, что он весит 2800 фунтов.<sup>4</sup> Используя площадь крыла  $S=145$  футов<sup>2</sup> вычислить начальный и конечный коэффициенты подъемной силы, если пилот сохраняет постоянную скорость полета. Плотность на высоте 10 000 футов составляет 0,001756 слагов/фут<sup>3</sup>.

**РЕШЕНИЕ:**

Начальный коэффициент подъемной силы:

$$C_L^{1/4} = \frac{2Bt}{\rho V_2 C D} = \frac{2 \cdot 3200}{0.001756 \cdot 1.688 \cdot 150 \cdot 0.28145} = 10.3921:$$

Конечный коэффициент подъемной силы:

$$C_L^{1/4} = \frac{2Bt}{\rho V_2 C D} = \frac{2 \cdot 2800}{0.001756 \cdot 1.688 \cdot 150 \cdot 0.28145} = 10.3431:$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(21-25)

В этом случае,  $B$  — константа и  $P^{1/4}$  — константа. Однако, поскольку отношение  $C_L/C_D$  зависит от веса, он должен оставаться внутри интеграла. Поэтому запишем уравнение (21-7) следующее:

$$P^{1/4} \frac{B_\infty}{C_D} \frac{1}{\rho V_2 C} \frac{3}{B^2} = \frac{1}{C_{D\min}} \frac{B_\infty}{C_D} \frac{1}{\rho V_2 C} \frac{3}{B^2}$$

Подставьте выражение для сопротивления (здесь используется упрощенная модель сопротивления) уравнение (16-2) получить:

$$\begin{aligned} P^{1/4} \frac{B_\infty}{C_D} \frac{3}{B^2} &= \frac{1}{C_{D\min} + k C_D} \frac{B_\infty}{\rho V_2 C} \frac{1}{B^2} \\ \frac{3}{4} \frac{B_\infty}{C_D} \frac{1}{B^2} &= \frac{2W}{\rho V_2 C} \frac{1}{B^2} \\ \frac{3}{4} \frac{B_\infty}{C_D} \frac{1}{\rho V_2 C} &= \frac{1}{C_{D\min} + 4kVt^2} \end{aligned}$$

Расширяя дальше и манипулируя алгебраически приводит к:

$$\begin{aligned} P^{1/4} \frac{B_\infty}{C_D} \frac{2}{\rho V_2 C} \frac{\rho_2 B_4 C_2}{4k} \frac{3}{B^2} &= \frac{1}{C_{D\min} \rho_2 B_4 C_2} \frac{1}{4k + W_2} \\ \frac{1}{4} \frac{\rho V_2 C}{2k C_D} \frac{3}{B^2} &= \frac{1}{C_{D\min} \rho_2 B_4 C_2} \frac{1}{4k + W_2} \\ a^{1/4} \frac{C_{D\min} \rho V_2 C}{k} \frac{1}{2} & \end{aligned}$$

Определить таким образом, что:

$$a^{1/4} \frac{C_{D\min} \rho V_2 C}{k} \frac{1}{4}$$

Также обратите внимание, что:

$$\frac{1}{a} \frac{1}{4} \frac{2}{\rho V_2 C} \frac{k}{C_{D\min}}$$

И что:

$$\frac{dx}{a^2 + x^2} \frac{1}{4} \frac{1}{a} \text{ загар-1} \frac{x}{a}$$

$$\text{Поэтому: } P^{1/4} \frac{\rho V_2 C}{2k C_D} \frac{3}{B^2} = \frac{1}{C_{D\min} \rho V_2 C} \frac{1}{4k + W_2} \frac{B^2}{B^2}$$

$$\frac{1}{4} \frac{\rho V_2 C}{4k C_D} \frac{1}{a} \frac{3}{B^2} = \frac{1}{C_{D\min} \rho V_2 C} \frac{1}{4k + W_2} \frac{B^2}{B^2}$$

$$\frac{1}{4} \frac{\rho V_2 C}{2k C_D} \frac{1}{a} \frac{3}{B^2} = \frac{1}{C_{D\min} \rho V_2 C} \frac{1}{4k + W_2} \frac{B^2}{B^2}$$

Подставьте параметры, которые составляют и манипулировать, чтобы получить

$$\begin{aligned} P^{1/4} \frac{B_\infty}{C_D} \frac{3}{B^2} &= \frac{1}{C_{D\min} \rho V_2 C} \frac{1}{4k + W_2} \\ - \frac{2}{\rho V_2 C} \frac{1}{C_D} \frac{B^2}{B^2} &= \frac{1}{C_{D\min} \rho V_2 C} \frac{1}{4k + W_2} \end{aligned}$$

### 21.3.3 Профиль дальности 2: Постоянное положение/Круиз по высоте

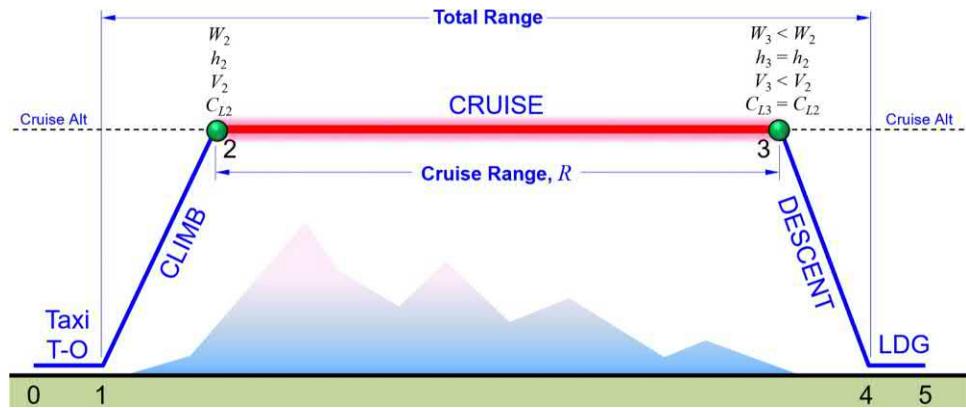
Этот профиль дальности требует постоянного положения и высоты между узлами 2 и 3 (сегмент крейсерского полета) в Рисунок 21-7. Поскольку вес самолета со временем уменьшается (по мере расходования топлива), его воздушная скорость должна быть уменьшена для поддержания постоянного коэффициента подъемной силы.

#### (1) Требования

Скорость полета — необходимо уменьшить во время крейсерского полета ( $B$  — переменная)

Высота — постоянная во время полета ( $P$  — постоянное) Отношение — постоянное во время круиза ( $C_L/C_D$  — постоянный)

РИСУНОК 21-7 Крейсерский полет с постоянной высотой/постоянным положением.



(2) Уравнение дальности 2 для реактивных самолетов

Ниже представлено итоговое уравнение дальности для струи. Оно предполагает  $\rho$  в слагах/фут<sup>3</sup>,  $C_S$  футах<sub>2</sub>,  $B_{T\text{в}}$  фунтах<sub>2</sub>,  $B_{\infty}$  футах/с, ист<sub>в</sub> 1/с. Влияние скорости неявно включено через коэффициенты подъемной силы и сопротивления. Однако, как видно из вывода, согласованность единиц требуетс<sub>в</sub> 1/с и  $\rho C_S$  слаг/фут для уравнения ниже. Таким образом, правильное использование требуетс<sub>в</sub> 1/СФК/3600 и полученный результат<sub>в</sub> будет в футах.

$$R^{\frac{1}{4}} \frac{2^{2/3} C_S^{1/2} \rho^{1/4} \dots}{C_D^{1/2} \rho^{1/2} S^{1/4}} B_{T\text{в}} B_{\infty} \quad (21-32)$$

ПРИМЕЧАНИЕ 1:

Для дальности в морских милях (нм) используйте следующую форму уравнения:(21-32). Предполагается, что  $\rho$  в слагах/фут<sup>3</sup>,  $C_S$  футах<sub>2</sub>,  $B_{T\text{в}}$  фунтах<sub>2</sub>,  $B_{\infty}$  в KTAS, ист<sub>в</sub> 1/ч. Коэффициент 0,5925 — это отношение (3600с/ч)/(6076ф/н.м.), преобразующее результат в морские мили.

$$R_{\text{нм}}^{\frac{1}{4}:0.5925} \frac{2^{2/3} C_S^{1/2} \rho^{1/4} \dots}{C_D^{1/2} \rho^{1/2} S^{1/4}} B_{T\text{в}} B_{\infty} \quad (21-33)$$

ПРИМЕЧАНИЕ 2:

Для дальности в км используйте следующую форму уравнения(21-32) для  $\rho$  дюйм<sup>2</sup>/м<sup>3</sup>,  $C_S$  м<sup>2</sup>,  $B_{T\text{в}}$  Н, ист<sub>в</sub> 1/ч. Коэффициент 24,9 получается путем подстановки соответствующих масштабных коэффициентов между параметрами в системах СИ и Великобритании.

$$R_{\text{км}}^{\frac{1}{4}:24.9} \frac{2^{2/3} C_S^{1/2} \rho^{1/4} \dots}{C_D^{1/2} \rho^{1/2} S^{1/4}} B_{T\text{в}} B_{\infty} \quad (21-34)$$

(3) Уравнение дальности 2 для винтовых самолетов

Те же выражения используются для винтовых самолетов, но, как и прежде, мы должны преобразоватьсь<sub>с</sub>. При использовании мощности в лошадиных силах и воздушной скорости в KTAS это достигается с помощью уравнения(21-20). Таким образом, если  $\rho$  выражено в слагах/фут<sup>3</sup>,  $C_S$  футах<sub>2</sub>,  $B_{T\text{в}}$  фунтах<sub>2</sub>,  $B_{\infty}$  в KTAS,  $C_{L\text{в}}$  фунтах<sub>2</sub> (л. с. ч), и  $P_{\text{в}}$  нм, тогда уравнение(21-33) становится

$$R^{\frac{1}{4}} \frac{193.1 \eta^{1/2} C_S^{1/2} \rho^{1/4} \dots}{C_D^{1/2} \rho^{1/2} S^{1/4}} B_{T\text{в}} B_{\infty} \quad (21-35)$$

где коэффициент 193,1 равен 0,5925 325.9 Уравнение (21-32) преобразуется в систему СИ путем подстановки уравнения(21-21)дляс<sub>т</sub>. Таким образом, если  $\rho$  выражено в кг/м<sup>3</sup>,  $C_S$  м<sup>2</sup>,  $B_{T\text{в}}$  км/ч,  $C_{L\text{в}}$  кг/(кВт·ч), и  $P_{\text{в}}$  км, тогда уравнение(21-34)становится

$$R_{\text{км}}^{\frac{1}{4}} \frac{1321.6 \eta^{1/2} C_S^{1/2} \rho^{1/4} \dots}{C_D^{1/2} \rho^{1/2} S^{1/4}} B_{T\text{в}} B_{\infty} \quad (21-36)$$

Коэффициент 1321,6 получается путем подстановки соответствующих масштабных коэффициентов между параметрами в системах СИ и Великобритании.

#### ПРИМЕР 21-4

Обратите внимание, что это упражнение является частью решения Примера 21-6. Легкий самолет из Примера 21-3 снова начинает свой крейсерский сегмент на скорости 150 KTAS на высоте 10 000 футов, когда он весит 3200 фунтов.<sub>в</sub> После некоторого времени полета на этой высоте было замечено, что теперь он весит 2800 фунтов.<sub>в</sub> Используя площадь крыла  $S = 145$  футов<sup>2</sup>, вычислить конечную скорость полета, если пилот поддерживает постоянный коэффициент подъемной силы. Плотность на высоте 10 000 футов составляет 0,001756 слагов/фут<sup>3</sup>.

#### РЕШЕНИЕ:

Начальный и конечный коэффициент подъемной силы:

$$C_L^{\frac{1}{4}} \frac{2B_T}{\rho V_{\infty}^2 C} \frac{1}{4} \frac{283200}{0.001756 \cdot 1688} = 403921$$

Конечная скорость полета:

$$B_{\infty}^{\frac{1}{4}} \frac{2B_T}{\rho S C_L} \frac{1}{4} \frac{282800}{0.001756 \cdot 145 \cdot 3921} = 4237 \text{ футов/с}$$

$140 \text{ м/с} = 324 \text{ км/ч}$

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(21-32)

В этом случае,  $B^\infty$  переменная,  $r$  постоянная, и  $C_L/C_D$  константа. Таким образом,  $B^\infty$  вес должен оставаться внутри интеграла. Поэтому мы записываем уравнение(21-7) следующее:

$$\begin{aligned} R^{1/4} \frac{3V_t}{\text{Вт}} & \frac{\text{ини}B^\infty C_L}{C_D} \frac{1}{V_t^{1/4}} dV^{1/4} = \frac{1}{C_D} \frac{3V_t \text{ини}B^\infty dV}{V_t} \\ \frac{1}{4} \frac{1}{C_D} \frac{3V_t \text{ини} \frac{dV}{V_t}}{V_t} & = \frac{1}{C_D} \frac{3V_t \text{ини} B^\infty}{V_t} dV \\ \frac{1}{4} \frac{1}{C_D} \frac{3V_t \text{ини} B^\infty}{V_t} & = \frac{1}{C_D} \frac{3V_t \text{ини} B^\infty}{V_t} dV \\ \frac{1}{4} \frac{1}{C_D} \frac{3V_t \text{ини} B^\infty}{V_t} & = \frac{1}{C_D} \frac{3V_t \text{ини} B^\infty}{V_t} dV \\ \frac{1}{4} \frac{1}{C_D} \frac{3V_t \text{ини} B^\infty}{V_t} & = \frac{1}{C_D} \frac{3V_t \text{ини} B^\infty}{V_t} dV \end{aligned}$$

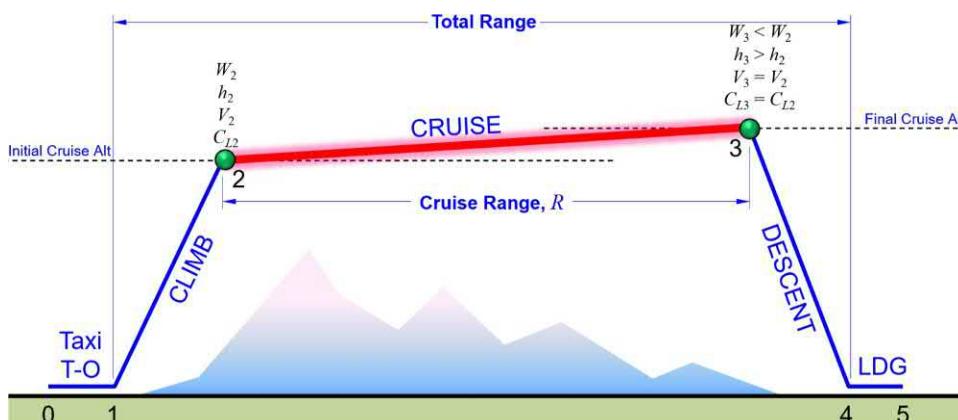
Поэтому:

$$\begin{aligned} R^{1/4} \frac{1}{C_D} \frac{3V_t \text{ини} B^\infty}{V_t} & = \frac{1}{C_D} \frac{3V_t \text{ини} B^\infty}{V_t} dV \\ \frac{1}{4} \frac{1}{C_D} \frac{8C_L}{\rho S} \frac{1}{V_t} & = \frac{1}{C_D} \frac{3V_t \text{ини} B^\infty}{V_t} dV \end{aligned}$$

Это уравнение(21-32).

### 21.3.4 Профиль дальности 3: Постоянная воздушная скорость/Круиз по положению

Этот профиль дальности полета требует постоянной воздушной скорости и положения между узлами 2 и 3 (крейсерский сегмент) в Рисунок 21-8 Поскольку вес самолета со временем уменьшается (по мере расходования топлива), его воздушная скорость должна быть уменьшена для поддержания постоянного коэффициента подъемной силы.



## (1) Требования

Скорость полета — постоянная во время крейсерского полета ( $B^\infty$ Постоянная)

Высота — необходимо увеличивать во время крейсерского полета

( $r$ Переменная)

Отношение — постоянное во время крейсерского полета ( $C_L/C_D$ Постоянный)

## (2) Уравнение дальности 3 для реактивных самолетов

Уравнение дальности для струи представлено ниже. Обратите внимание, что все те же самые положения относительно согласованности единиц, которые обсуждались в Раздел 21.3.2, подайте заявку и здесь.

$$R^{1/4} \frac{B^\infty C_L}{C_D} \frac{V_t \text{ини}}{V_t} \frac{B_t \text{ини}}{B_t} \quad (21-37)$$

Для этого выражения не требуется никаких специальных форм.

## (3) Уравнение дальности 3 для винтовых самолетов

Те же выражения используются для винтовых самолетов, но, как и прежде, мы должны преобразовать спкст. При использовании мощности в лошадиных силах и воздушной скорости в KTAS это достигается с помощью уравнения(21-20). Таким образом, если  $r$  выражено в слагах/фут<sup>3</sup>, Св футах<sub>2</sub>, Вт фунтах<sub>ф</sub>, В<sup>∞</sup> в КТАС, С<sub>л.с.</sub> в фунтах<sub>ф</sub> (л.с. ч), и Рв км, тогда уравнение(21-37) становится

$$R^{1/4} \frac{325:9 \eta_p C_L}{C_D} \frac{V_t \text{ини}}{V_t} \frac{B_t \text{ини}}{B_t} \quad (21-38)$$

Уравнение(21-37) преобразуется в систему СИ путем подстановки уравнения(21-21) для ст. Таким образом, если  $r$  выражено в кг/м<sup>3</sup>, Св м<sup>2</sup>, Втостиница, В<sup>∞</sup> в км/ч, С<sub>л.с.</sub> в кг/кВт·ч, и Рв км, тогда уравнение(21-34) становится

$$R^{1/4} \frac{367:1 \eta_p C_L}{C_D} \frac{V_t \text{ини}}{V_t} \frac{B_t \text{ини}}{B_t} \quad (21-39)$$

РИСУНОК 21-8 Миссия по поддержанию постоянной скорости полета/крейсерского положения.

### ПРИМЕР 21-5

Обратите внимание, что это упражнение является частью решения Примера 21-6. Легкий самолет из Примера 21-3 снова начинает свой крейсерский сегмент на скорости 150 KTAS на высоте 10 000 футов, когда он весит 3200 фунтов.<sup>ф</sup>. После некоторого времени полета на этой высоте было замечено, что теперь он весит 2800 фунтов.<sup>ф</sup>. Используя площадь крыла  $S = 145$  футов<sup>2</sup>, вычислить конечную высоту плотности, если пилот поддерживает постоянную скорость полета и АОА. Вычислить динамическое давление в начале и конце крейсерского полета. Плотность на высоте 10 000 футов составляет 0,001756 слагов/фут<sup>3</sup>.

#### РЕШЕНИЕ:

Начальный коэффициент подъемной силы:

$$C_L \frac{1}{4} \frac{2V_t}{\rho V_\infty^2 C} \frac{1}{4} \frac{283200}{0:001756 \cdot 1:688 \cdot 150 \cdot 145} = 0:3921:$$

Плотность в конце круиза:

$$\rho \frac{1}{4} \frac{2V_t}{B^2 C L} \frac{1}{4} \frac{282800}{1:688 \cdot 150 \cdot 145 \cdot 0:3921} = 0:001536 \text{ слизней=футы}^3:$$

Начальное динамическое давление:

$$\frac{1}{2} \frac{1}{B^2} \frac{1}{V_t^2} = \frac{1}{0:001756 \cdot 1:688} = 150 \cdot 1:56:3 \text{ фунта}^2/\text{футы}^2:$$

Конечное динамическое давление:

$$\frac{1}{2} \frac{1}{B^2} \frac{1}{V_t^2} = \frac{1}{0:001536 \cdot 1:688} = 150 \cdot 1:49:2 \text{ фунта}^2/\text{футы}^2:$$

Плотность высоты на [Уравнение \(17-13\)](#):

$$\begin{aligned} \text{ЧАС} \frac{1}{4} 145448 & \quad 1 - \frac{\rho_0:234957}{\rho_0} \\ \frac{1}{4} 145448 & \quad 1 - \frac{0:001536:0:234957}{0:002378} = 14195 \text{ футов} \end{aligned}$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(21-37)

В этом случае,  $B = \frac{1}{4}$  постоянная,  $\rho = \frac{1}{4}$  переменная, и  $C_L/C_D = \frac{1}{4}$  константа. Таким образом,  $B$  и  $C_L/C_D$  может быть вне интеграла. Поэтому запишем уравнение(21-7) следующее:

$$\Delta t \frac{1}{4} \frac{\frac{1}{4} \frac{B}{C} \frac{C_L}{C_D} \frac{1}{4} \frac{B}{V_t} \frac{1}{4} \frac{B}{V_t} \frac{1}{4} \frac{B}{V_t}}{\frac{1}{4} \frac{B}{C} \frac{C_L}{C_D} \frac{1}{4} \frac{B}{V_t} \frac{1}{4} \frac{B}{V_t} \frac{1}{4} \frac{B}{V_t}} = \frac{400 \text{ фунтов}^2}{150 \text{ л.с.} \cdot 0:60 \text{ фунта}^2/\text{фут} \cdot 1444 \text{ часа}} = \frac{400 \text{ фунтов}^2}{90 \text{ фунтов}^2/\text{фут}}$$

### ПРИМЕР 21-6: СРАВНЕНИЕ ПРОФИЛЯ ДИАПАЗОНА

Сравните дальность, рассчитанную для легкого самолета в примерах 21-3 — 21-5. Сделайте это, используя (а) уравнение(21-1), (б) Профиль 1, (в) Профиль 2, (д) Профиль 3 и (е) оптимальный диапазон на [Раздел 20.3.9](#). Во всех случаях он начинает свой крейсерский сегмент на скорости 150 KTAS на высоте 10 000 футов при весе 3200 фунтов.<sup>ф</sup>. После некоторого времени полета на этой высоте было замечено, что теперь он весит 2800 фунтов.<sup>ф</sup>. Приведены следующие дополнительные данные: Площадь крыла,  $S = 145$  футов<sup>2</sup>, постоянная сопротивления, вызванного подъемной силой,  $C_d = 0:04207$ , минимальный коэффициент лобового сопротивления,  $C_d^{min} = 0:025$ , удельный расход топлива,  $SFC = 0:03147$ , мощность двигателя,  $P = 150$  л.с., КПД винта,  $\eta = 0:85$ , плотность на высоте 10 000 футов и  $\rho = 0:001756$  слагов/фут<sup>3</sup>. Предположим, что используется упрощенная модель сопротивления. Обратите внимание на номера узлов (2 и 3) как на индексы для выбранных переменных. См. [Рисунки 21-6-21-8](#) для профилей миссий.

#### РЕШЕНИЕ:

Все профили на узле 2:

Плотность воздуха:

$$\rho = 0:001756 \text{ слизней=футы}^3$$

Скорость полета:

$$V_t = 1:688 \text{ Втас} = 1:688 \cdot 150 = 253:2 \text{ фут} = c$$

Коэффициент подъемной силы:

$$C_L = 0:3921 \text{ для примера 21-3:}$$

Коэффициент лобового сопротивления:

$$C_d = 0:04207 \text{ для примера 21-3:}$$

Коэффициент скольжения:

$$SFC = 0:03147 \text{ для примера 21-3:}$$

(а) Профиль диапазона по уравнению(21-1)

Общее количество потребленного топлива:

$$\Delta t = 43200 - 2800 = 400 \text{ фунтов}^2$$

Время гореть  $V_t$ :

$$\Delta t = \frac{400 \text{ фунтов}^2}{150 \text{ л.с.} \cdot 0:60 \text{ фунта}^2/\text{фут} \cdot 1444 \text{ часа}} = 0:03147 \text{ час:}$$

Пройденное расстояние:

$$d = V_t \cdot \Delta t = 150 \cdot 0:03147 = 4:7207 \text{ миль}$$

**ПРИМЕР 21-6:**  
СРАВНЕНИЕ ПРОФИЛЯ ДИАПАЗОНА (продолжение)

(b) Профиль дальности 1: Постоянная воздушная скорость/высота полета

$$\begin{aligned} A\frac{1}{4} \frac{2}{\rho V_2 C} \frac{K}{C_D \min} \frac{1}{4} &= \frac{2}{\delta 0:001756 \rho \delta 253:2 \rho \delta 145 \rho} = 0:04207 \\ &= 1/0:0001589 \\ P\frac{1}{4} \frac{325:9 \eta_p}{\text{сл. } C_D \min} &= \text{загар-1} \delta A B_2 \rho - \text{загар-1} \delta A B_3 \rho \\ &= \frac{325:9 \delta 0:85 \rho}{\delta 0:60 \rho \delta 0:04207 \rho \delta 0:025 \rho} \\ &= \text{загар-1} \delta A \delta 3200 \rho - \text{загар-1} \delta A \delta 2800 \rho = 1/737 \text{ нм} \end{aligned}$$

Обратите внимание, что согласно примеру 21-3 коэффициент подъемной силы в узле 3 равен  $C_L \approx 0,3431$ .

(c) Профиль дальности 2: постоянный крейсерский полет по высоте/ положению

$$\begin{aligned} P\frac{1}{4} \frac{325:9 \eta_p}{\text{сл. } C_D \min} &= \frac{2}{\rho_2 C} \frac{2 \delta \eta_p}{B_{T2} - B_{T3}} \dots \\ &= \frac{325:9 \delta 0:85 \rho}{\delta 0:60 \rho \delta 253:2 \rho \delta 0:03147 \rho} = 0:3921 \\ &= \frac{2}{\rho_2 C} \frac{\text{пфф...}}{3200} \frac{\text{пфф...}}{2800} = 1/743 \text{ нм} \end{aligned}$$

Обратите внимание, что согласно примеру 21-4, воздушная скорость в узле 3 равна  $B_3 \approx 140,3$  тыс. тонн в секунду.

(d) Профиль дальности 3: Постоянная воздушная скорость/крейсерское положение

$$\begin{aligned} P\frac{1}{4} \frac{325:9 \eta_p C_{L2}}{C_D \min} &= \frac{B_{T2}}{B_{T3}} \\ \frac{325:9 \delta 0:85 \rho}{\delta 0:60 \rho \delta 0:03147 \rho} &= \frac{3200}{2800} = 1/768 \text{ нм} \end{aligned}$$

Обратите внимание, что согласно примеру 21-5 высота в узле 3 равна  $140:195$  футов.

(e) Оптимальная дальность (достигается при полете на  $L_{D\max}$ )

$$\begin{aligned} L_{D\max} \frac{1}{4} \frac{1}{\rho K C_D \min} &= \frac{1}{400:03455 \rho \delta 0:020 \rho} \\ &= \frac{1}{\rho} \frac{T_2}{C} \frac{B_{T2}}{B_{T3}} \frac{K}{C_D \min} \\ &= \frac{1}{1:688} \frac{2}{\delta 0:001756 \rho} \frac{3200}{145} \frac{0:04207}{0:025} = 1/82:5 \text{ KTAS} \\ P\frac{1}{4} \frac{325:9 \eta_p L_{D\max}}{\text{сл. } C_D \min} &= \frac{B_{T2}}{B_{T3}} \\ &= \frac{325:9 \delta 0:85 \rho \delta 19:0 \rho}{\delta 0:60 \rho} = \frac{3200}{2800} = 1/950 \text{ нм} \end{aligned}$$

**ПРИМЕР 21-6:**  
СРАВНЕНИЕ ПРОФИЛЯ ДИАПАЗОНА (продолжение)

Повторение этих расчетов для 157 KTAS дает следующий вывод:

	150 килотонн в секунду	157 KTAS
Профиль диапазона	667 нм	698 нм
Уравнение(21-1):		
Профиль диапазона 1:	737 нм	694 нм
Профиль диапазона 2:	743 нм	702 нм
Профиль диапазона 3:	768 нм	725 нм
Оптимальный диапазон (при 82,5 KTAS)	950 нм	

Уравнение(21-1) на самом деле служит «проверкой работоспособности». Он занижает дальность полета на более низких скоростях, поскольку работает в условиях «Узла 2» в течение всей миссии.

**ПРИМЕР 21-7**

Пересчитайте диапазон элемента (e) в примере 21-6, используя систему СИ. Также сравните с использованием систем Великобритании и СИ.

**РЕШЕНИЕ:**

Нам нужно только пересчитать Р. Обратите внимание, что весовое соотношение внутри скобок равно  $B_{T2}/B_{T3} \approx 3200/2800 = 1,143$  остается неизменным для системы СИ. Однако мы должны преобразовать  $\text{сл. } 0,60$  фунта/(ВНР ч) всквт. Мы делаем это с помощью уравнения(21-16):

$$\text{сквт} \approx 1/40:6083 \text{ сл. } 1/40:6083 \delta 0:60 \rho \approx 1/40:3650 \text{ кг} = \delta \text{квт} \cdot \text{ч}$$

Таким образом, диапазон с использованием системы СИ составляет

$$P\frac{1}{4} \frac{367:1 \eta_p L_{D\max}}{C_{kVt}} = \frac{B_{T2}}{B_{T3}} \frac{1}{4} \frac{367:1 \delta 0:85 \rho \delta 19:0 \rho}{\delta 0:3650 \rho} = 1/1760 \text{ км}$$

Переведем это в морские мили для сравнения с примером 21-6(е): 1760/1,852 ≈ 950 нм. Далее давайте посчитаем с помощью обе системы единиц. Сначала рассчитайте по уравнению(21-20):

$$C\frac{1}{4} \frac{\text{сл. } B_{KTAS}}{325:9 \eta_p} \frac{1}{4} \frac{\delta 0:60 \rho \delta 82:5 \rho}{\delta 0:60 \rho \delta 0:85 \rho} = 1/1787 \frac{1}{\text{час}}$$

Затем вычислите по уравнению(21-21):

$$C\frac{1}{4} \frac{C_{kVt} B_{km/\chi}}{367:1 \eta_p} \frac{1}{4} \frac{\delta 0:3650 \rho \delta 82:5 \rho}{\delta 367:1 \delta 0:85 \rho} = 1/1787 \frac{1}{\text{час}}$$

21.3.5 Профиль дальности 4: крейсерская дальность полета электрического самолета

Электрические самолеты были представлены в [Раздел 7.4](#). Руководство по концептуальному проектированию представлено в [Раздел 6.2.1](#).

Как было сказано ранее, работа электродвигателя не изменит вес самолета. Таким образом, мы должны разработать подход, отличный от трех предыдущих профилей дальности для самолетов на ископаемом топливе. Следующий подход разработан Хепперле[10]. Мы указываем удельная энергия массы  $E^*$ , по уравнению(7-47), Энергоёмкость  $E_{батт}$ , по уравнению(7-50), и доступная мощность двигателя  $P_{AVmot}$ , по уравнению(7-67). Таким образом, в идеальных условиях, при которых напряжение  $U$  и текущий относительно постоянны, время (в часах), необходимое для разрядки батареи, определяется по формуле

$$\Delta t \frac{1}{4} \frac{M_{батт} E^*}{\eta_{батт}} \quad (21-40)$$

Пользовательский интерфейс

Обратите внимание, что для всех измерений и целей это выносливость. Для реальных приложений потребление тока изменяет напряжение и подчиняется закону Пейкера (см. [Раздел 7.4.2](#)). Такие процессы уменьшают  $\Delta t$ . Однако, если яниже максимального постоянного тока,  $I_{max}$ , Уравнение(21-40) является приемлемым приближением. Здесь мы проигнорируем эти эффекты и предположим, что приведенное выше выражение применимо к проблеме дальности/выносливости.

Мощность, доступную для полета, можно соотнести с мощностью, которую должна выработать батарея, следующим образом:

$$\frac{P_{б}}{\eta_{п} \eta_{система} \eta_{батт}} \quad (21-41)$$

Следующая ссылка[10], пусть  $\eta_{малыш} \eta_{п} \eta_{система}$  как общая энергоэффективность трансмиссии.  $\eta_{п}$ - эффективность винта и  $\eta_{система}$  эффективность системы (см. [Рисунок 7-56](#)). Теперь у нас есть возможность оценить время разрядки батареи ( $\Delta t$ ) от точки зрения летно-технических характеристик самолета. Таким образом, если мы знаем истинную скорость полета ( $V_\infty$ ) диапазон безветренной зоны можно оценить с помощью уравнения(21-1).

$$P \frac{1}{4} V_\infty \Delta t \frac{1}{4} V_\infty P_{батт} \frac{E_{батт}}{V_\infty} \frac{1}{4} V_\infty \frac{\eta_{малыш}}{\eta_{п}} \quad (21-42)$$

Это выражение отражает устойчивый, ровный круиз, во время которого  $P_{батт}$  остается постоянным. Тягить ( $G$ ) можно записать в терминах веса и аэродинамического качества как  $\frac{1}{4} \frac{W}{C_D}$ , позволяя нам переписать  $P_{батт}$  следующее.

$$P_{батт} = \frac{B}{C_D} \quad (21-43)$$

Подставим это в уравнение(21-42) получить

$$P \frac{1}{4} V_\infty \frac{\eta_{малыш} E_{батт}}{V_\infty} \frac{1}{4} \frac{\eta_{малыш} E_{батт}}{B} \frac{C_D}{C_D} \quad (21-44)$$

Обратите внимание, что влияние скорости неявно включено через коэффициенты подъемной силы и сопротивления, а также эффективность винта. Далее, запишите это в терминах свойств батареи ( $E_{батт} \frac{1}{4} M_{батт} E^*$ ) и масса транспортного средства ( $B \frac{1}{4} M G$ ), мы получаем

$$\frac{P}{4} \frac{\eta_{малыш} E^*}{M G} \frac{C_D}{C_D} \frac{1}{4} \frac{E^* \eta_{малыш}}{G} \frac{C_D}{C_D} \frac{M_{батт}}{M} \quad (21-45)$$

При использовании стандартных единиц СИ с уравнением(21-45), есть расхождение в единицах измерения для  $E^*$ (Втчас/кг) и  $E_{батт}$  (м/с<sup>2</sup>). Проведение анализа блока приводит к:

$$\frac{1}{2} \frac{M^{-\frac{1}{4}}}{M^{-\frac{1}{2}}} \frac{Bt \cdot \eta_{малыш} \cdot C_D}{C_D} \frac{1}{4} \frac{E^*}{G} \frac{1}{2} \frac{H}{M} \frac{m}{s^2} \frac{1}{4} \frac{M}{M} \frac{1}{s} \frac{1}{c} \frac{1}{43600} \frac{1}{2} \frac{m}{m}$$

Кроме того, поскольку нам нужна дальность в км и учитывая, что 1 км=1000м, мы переписываем окончательную версию уравнения(21-45):

$$P \frac{1}{4} \frac{3:6 \cdot \eta_{малыш} C_D}{G} \frac{M_{батт}}{M} \quad (21-46)$$

Вышеприведенное выражение показывает, какой параметр следует учитывать для максимального диапазона. Это:

- $D/D$  (или  $C_D/C_D$ ) должен быть как можно больше.
- Соотношение масс аккумулятора,  $M_{батт}/M$ , должно быть большим.
- Продукт эффективности системы и пропеллера,  $\eta_{п} \eta_{система}$ , должен быть большим.
- Массовая удельная энергия,  $E^*$ , должна быть большой.

Дополнительные указания по проектированию электрических самолетов приведены в [Разделы 6.2.1 и 7.4](#). Получите дальнейшие указания от рефери.[10, 11].

## ПРИМЕР 21-8

Разрабатывается электрический самолет класса LSA. Максимальная масса брутто составляет 600 кг, включая литий-ионную батарею весом 200 кг. Мощность электродвигателя составляет 76 кВт при полной мощности (76 000 Вт). Площадь крыла составляет 12 м<sup>2</sup>,  $A_P/14$ , и  $C_D = 0,020$ . Определите его наилучшую дальность на высоте 600 м ( $P \frac{1}{4} 1,156 \text{ кг/м}^2$ ), предполагая упрощенную модель сопротивления, общий КПД системы 0,72 и плотность энергии 150 Вт·ч/кг. Игнорируйте энергию, необходимую для подъема на крейсерскую высоту. Также оцените выносливость в часах.

### РЕШЕНИЕ:

За [Уравнения \(9-129\), \(16-2\), и \(16-6\)](#), полярность сопротивления равна

$$C_D \frac{1}{4} C_D \frac{1}{4} 0:020 + 0:03455 C_2 \frac{1}{L}$$

С использованием [Уравнения \(20-33\) и \(20-37\)](#),  $L D_{max}$  и  $V_{Dmax}$  равны

$$\frac{1}{L D_{max}} \frac{1}{\eta_{п} \eta_{система} \eta_{батт}} \frac{1}{0:19:0} = \frac{1}{\frac{1}{0:020} \frac{1}{0:03455} \frac{1}{0:156} \frac{1}{0:12} \frac{1}{0:020} \frac{1}{150}}$$

$$\frac{1}{0:020} \frac{1}{0:03455} \frac{1}{0:156} \frac{1}{0:12} \frac{1}{0:020} \frac{1}{150} = 1$$

**ПРИМЕР 21-8 (продолжение)**

Скорость полета соответствует приблизительно 65 KTAS. Максимальная дальность полета составляет, таким образом,

$$\text{Р} \frac{1}{4} \frac{\text{3:6Э-пмалыш}}{\text{Г}} \frac{\text{Сл}}{\text{Сд}} \frac{\text{Мбатт}}{\text{М}} \frac{1}{4} \frac{\text{3:6150}\ddot{\text{в}}\text{0:72}\ddot{\text{в}}}{\text{9:807}} \frac{\text{19:0}}{\text{600}} \frac{200}{600}$$

$\frac{1}{4}251 \text{ км} \quad \ddot{\text{в}} \text{ 135 нм}\ddot{\text{в}}$

Выносливость получается по уравнению(21-1)(где 3,6 преобразует м/с в км/ч).

$$\text{Э} \frac{1}{4} \Delta t \frac{1}{4} \frac{\text{P}}{\text{B}_{\infty}} \frac{251}{\text{33:3 3:6}\ddot{\text{в}}} \frac{1}{4}2:10 \text{ ч.}$$

**ПРИМЕР 21-9**

Легкий самолет летит с истинной воздушной скоростью 150 KTAS, сжигая 15 галлонов/ч. Какова его мгновенный удельный диапазон? Если он проплыает 768 морских миль, используя 400 фунтов топлива, каково его средний удельный диапазон?

**РЕШЕНИЕ:**

Мгновенный СР:

$$\text{СР} \frac{1}{4} \frac{\text{В}}{\text{Ж}_\phi} \frac{1}{4} \frac{150 \text{ нм} = \text{ч}}{15 \text{ галлонов} = \text{час}} \frac{1}{4} 1:667 \text{ нм} = \text{фунт ф:}$$

Средний СР:

$$\text{СР} \frac{1}{4} \frac{\text{Р}}{\text{ВТф}} \frac{1}{4} \frac{765 \text{ нм}}{400 \text{ фунтов}} \frac{1}{4} 1:913 \text{ нм} = \text{фунт ф:}$$

**21.3.6 Конкретный диапазон**

Удельный диапазон (SR) это расстояние, которое может пролететь самолет на единицу массы или веса топлива. Эта величина важна при сравнении эффективности различных самолетов или при определении оптимальной дальности полета для конкретного самолета. Она определяется следующим образом:

$$\text{СР} \equiv \frac{\text{Пройденное расстояние}}{\text{Количество израсходованного топлива}} \quad (21-47)$$

Конкретный диапазон аналогичен расходу топлива для автомобилей. Основное отличие в том, что часто указывается в фунтах/фунт/ч не галлоны, т.е. 3 нм/фунт/ч не 24 нм/галлон (предполагая 6 фунтов/фунт/ч). Если мы знаем вес топлива (Втф) потреблено на заданном расстоянии (Р), мы можем рассчитать средний SR из следующего выражения:

$$\text{СР} \frac{1}{4} \frac{\text{Р}}{\text{Втф}} \quad (21-48)$$

Мы также можем вычислить мгновенный SR следующее:

$$\text{СР} \frac{1}{4} \frac{\Delta R = \Delta t}{\text{Втф} = \Delta t} \frac{1}{4} \frac{\text{ВТАС}}{\text{Ж}_\phi} \frac{1}{4} \frac{\text{T}_{\text{рв}} \text{ воздушная скорость}}{\text{Вес топлива в единицу времени}} \quad (21-49)$$

$\frac{1}{4} \frac{\text{Истинная воздушная скорость}}{\text{Расход топлива}}$

Это также можно представить в терминах удельного расхода топлива на тягу (с или СФК), масса (Вт), и аэродинамическое качество (ЛД) как показано ниже:

$$\text{СР} \frac{1}{4} \frac{\text{В}}{\text{Ж}_\phi} \frac{1}{4} \frac{\text{ВТАС}}{\text{Ст Т}} \frac{1}{4} \frac{\text{В}}{\text{Ст Вт}} \frac{1}{4} \frac{\text{ЛД}}{\text{ФП} \ddot{\text{в}} \text{ Вт}} \quad (21-50)$$

При использовании этих выражений соблюдайте единство единиц измерения.

Другие параметры, связанные с диапазоном, для оценки эффективности

Помимо определенного диапазона, для оценки эффективности самолета используются и другие параметры. Выборка представлена ниже (в нескольких формах).

Удельная производительность пассажирских перевозок (PXSP):

$$\text{PXSP} \frac{1}{4} \frac{\text{Н}_{\text{пакс}} \text{ ЛД}}{\text{Втф}} \frac{1}{4} \frac{\text{ВТАС}}{\text{Ж}_\phi \Delta t} \frac{1}{4} \frac{\text{ВТАС}}{\text{Ст Т}} \frac{1}{4} \frac{\text{Н}_{\text{пакс}}}{\text{Ст Вт}} \frac{\text{ВТАС}}{\text{ЛД}} \quad \ddot{\text{в}} 21-51\ddot{\text{в}}$$

$$\frac{1}{4} \text{Н}_{\text{пакс}} \text{ СР}$$

Примеры единиц: чел. нм/фунт/ч или чел. км/кг (предполагая, что Вт переведется в кг).

Удельная производительность полезной нагрузки (PLSP):

$$\text{ПЛСП} \frac{1}{4} \frac{\text{ВРП}}{\text{Втф}} \frac{1}{4} \frac{\text{ВТАСЛД}}{\text{Ст Вт}} \frac{1}{4} \frac{\text{Втп СР}}{\text{Ст Вт}} \quad (21-52)$$

Примеры единиц измерения: фунты/фунт/ч или просто нм) или кг/км/кг (или просто км).

Полезная нагрузка-Производительность (PLP):

$$\text{ПЛСП} \frac{1}{4} \frac{\text{Втп СР}}{\text{Втф}} \quad (21-53)$$

Примеры единиц измерения: фунты/фунт/ч или кг/км (предполагая, что Вт это кон- переведется в кг).

Диапазон-Стоимость (RC):

$$\text{РК} \frac{1}{4} \frac{\text{Расстояние}}{\text{Стоимость топлива}} \frac{1}{4} \frac{\text{Р}}{\text{ФП Вт}} \frac{1}{4} \frac{\text{Р}}{\text{ФП} \ddot{\text{в}} \text{ Ж}_\phi \Delta t} \frac{1}{4} \frac{\text{ВТАС}}{\text{ФП} \ddot{\text{в}} \text{ Ст Т}} \frac{1}{4} \frac{\text{ВТАС}}{\text{ФП} \ddot{\text{в}} \text{ Вт}} \frac{1}{4} \frac{\text{ЛД}}{\text{ФП} \ddot{\text{в}} \text{ Вт}} \quad \ddot{\text{в}} 21-54\ddot{\text{в}}$$

где ФП - цена топлива (например, \$/фунт) фтоплива). Пример единиц являются нм/\$ или км/\$. Так же рассмотрите стоимость доступной местомили (CASM) и доход от доступной местомили (RASM), введенные в Раздел 2.1.4.

### 21.3.7 Определение необходимого топлива для миссии

В этом разделе представлены методы прогнозирования топлива, необходимого для определенного диапазона крейсерского полета. Из трех профилей диапазона, представленных в Разделы 21.3.2-4, только профили 2 и 3 приводят к решениям в замкнутой форме. Они показаны ниже.

(1) Топливо миссии на основе профиля дальности 2

Реактивные самолеты:

$$B_{\text{т}} \frac{1}{4} A = \frac{\rho S C}{2 C_d} \quad (21-55)$$

где:

$$A \frac{1}{4} R_{\text{цт}} = \frac{\rho S C}{2 C_d} \quad \text{для реактивных самолетов} \quad (21-56)$$

$$A \frac{1}{4} \frac{R_{\text{цт}} c_{\infty}}{325:9 \eta_p} = \frac{\rho S C}{2 C_d} \quad \text{для винтовых самолетов} \quad (21-57)$$

(2) Топливо миссии на основе профиля дальности 3 Реактивные самолеты:

$$B_{\text{т}} \frac{1}{4} B_{\text{т}} = \frac{R_{\text{цт}}}{B_{\infty} \delta C_d} \quad (21-58)$$

Винтовые самолеты:

$$B_{\text{т}} \frac{1}{4} B_{\text{т}} = \frac{R_{\text{цт}}}{325:9 \eta_p} \quad !! \quad (21-59)$$

Профиль дальности 3 также полезен для определения весовых соотношений при определении начального веса брутто посредством анализа миссии, который включает дальность или выносливость (например, см. Раздел 6.2.3). Следующий набор уравнений выведен с использованием тех же выводов, что и приведенные выше уравнения.

Реактивные самолеты:

$$P \frac{1}{4} \frac{B_{\infty} L}{C_F K_D} B_H \frac{B_{\text{т}}}{B_{\text{т}}}, \quad \frac{B_{\text{т}}}{B_{\text{т}}} = \frac{P}{\delta L = D} \quad (21-60)$$

$$\frac{1}{4} \frac{L}{C_F K_D} B_H \frac{B_{\text{т}}}{B_{\text{т}}}, \quad \frac{B_{\text{т}}}{B_{\text{т}}} = \frac{E_{\text{SFC}}}{\delta L = D} \quad (21-60)$$

Винтовые самолеты:

$$P \frac{1}{4} \frac{325:9 \eta_p L}{C_F K_L c_D} B_H \frac{B_{\text{т}}}{B_{\text{т}}}, \quad \frac{B_{\text{т}}}{B_{\text{т}}} = \frac{P C_F K_L c_D}{325:9 \eta_p \delta L = D} \quad (21-61)$$

$$\frac{1}{4} \frac{325:9 \eta_p L}{C_F K_L c_{\infty} D} B_H \frac{B_{\text{т}}}{B_{\text{т}}}, \quad \frac{B_{\text{т}}}{B_{\text{т}}} = \frac{\frac{1}{4} C_F K_L c_{\infty}}{325:9 \eta_p \delta L = D} \quad (21-61)$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЙ (21-55)-(21-57)

Отмечая, что  $B_{\text{т}} = B_{\text{т}} - B_{\text{т}}^*$ , мы решаем уравнение (21-32) для реактивного самолета, как показано ниже:

$$\begin{aligned} & P \frac{1}{4} \frac{B_{\text{т}}^*}{C_d} = \frac{\rho S C}{2} \quad B_{\text{т}} = B_{\text{т}}^* - \frac{\rho S C}{2} \\ ) & B_{\text{т}}^* = B_{\text{т}} + \frac{\rho S C}{2} \\ ) & B_{\text{т}} = B_{\text{т}} + \frac{\rho S C}{2} \\ & + \frac{P_{\text{цт}} \rho S C}{8 C} \\ ) & B_{\text{т}} = B_{\text{т}} + \frac{P_{\text{цт}} \rho S C}{8 C} \end{aligned}$$

Это уравнение (21-55) до упрощения с использованием константы А. Константа А для струи становится уравнением (21-56). Для винтового самолета решаем уравнение (21-35) в сим-

Альтернативная мода:

$$\begin{aligned} & P \frac{1}{4} \frac{B_{\text{т}}^*}{C_d} = \frac{\rho S C}{2} \\ ) & B_{\text{т}}^* = B_{\text{т}} + \frac{\rho S C}{2} \\ ) & B_{\text{т}} = B_{\text{т}} + \frac{\rho S C}{2} \\ & + \frac{P_{\text{цт}} \rho S C}{325:9 \eta_p C} \\ ) & B_{\text{т}} = B_{\text{т}} + \frac{P_{\text{цт}} \rho S C}{325:9 \eta_p C} \\ & - \frac{P_{\text{цт}} \rho S C}{325:9 \eta_p C} \end{aligned}$$

Это уравнение (21-55) для винтовых самолетов. Постоянная А для таких самолетов уравнение (21-57).

### ВЫВОД УРАВНЕНИЙ (21-58) И (21-59)

Для реактивного самолета решите уравнение (21-37) для  $B_{\text{т}}$ :

$$\begin{aligned} & P \frac{1}{4} \frac{B_{\infty} C_d}{C_d} B_H \frac{B_{\text{т}}}{B_{\text{т}}} = \frac{B_{\text{т}}}{B_{\text{т}}} = \frac{P_{\text{цт}}}{B_{\infty} \delta C_d} \\ ) & \frac{B_{\text{т}}}{B_{\text{т}}} = \frac{P_{\text{цт}}}{B_{\infty} \delta C_d} \\ ) & B_{\text{т}} = B_{\text{т}} - \frac{P_{\text{цт}}}{B_{\infty} \delta C_d} \end{aligned}$$

Это уравнение (21-58). Для винтового самолета решите уравнение (21-38) для  $B_{\text{т}}$ :

## ВЫВОД УРАВНЕНИЙ (21-58) И (21-59)( продолжение)

$$\begin{aligned}
 & P_{1/4} \frac{325:9\eta_p}{Bh} \frac{V_{tini}}{V_{tovarnik}} ) \frac{V_{tini}^{1/4} e^{-\frac{R_{chp}}{325:9\eta_p}}}{V_{tovarnik}} \\
 & ) \frac{V_{tovarnik}^{1/4} e^{-\frac{R_{chp}}{325:9\eta_p}}}{V_{tini}} \\
 & ) V_{t\phi}^{1/4} V_{tini} - \frac{R_{chp}}{325:9\eta_p} !!
 \end{aligned}$$

Это уравнение(21-59).

### 21.3.8 Исследования чувствительности к диапазону

Как указано во введении к этому разделу, дальность и выносливость имеют первостепенное значение в большинстве проектов по проектированию самолетов. Многие модели самолетов продаются только из-за их дальности или выносливости. Если прогнозируемая дальность не будет достигнута, весь проект разработки может быть поставлен под угрозу. Поэтому крайне важно оценить чувствительность конструкции к отклонениям от стандартных эксплуатационных параметров. Например, рассмотрим проект, в котором пустой вес выше запланированного. Это сокращает количество топлива, которое можно перевозить для проектной миссии. Исследование чувствительности может помочь выявить возможные слабые места в конструкции достаточно рано, чтобы оправдать изменения, которые могут исправить ситуацию.

В следующих примерах используются методы, представленные в этом разделе. Исследование чувствительности фокусируется на изменении определенной переменной, в то время как все остальные являются фиксированными.

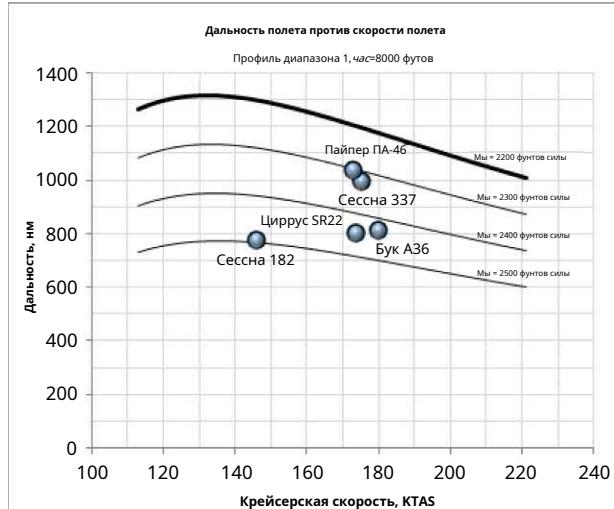
#### (1) Чувствительность к пустому весу

Чувствительность к пустому весу показывает влияние отклонений пустого веса на дальность полета самолета (см. Рисунок 21-9). Здесь предположим, что целевой пустой вес составляет 2200 фунтов.<sup>ф</sup>. Если серийный самолет окажется весом 300 фунтов<sup>т</sup>тяжелее, чем предполагалось, максимальная дальность полета снижается с примерно 1315 морских миль до примерно 771 морской мили для конкретной загрузки (которая в данном случае состоит из двух 200-фунтовых фосбоди и 50 фунтов<sup>т</sup>багажа).

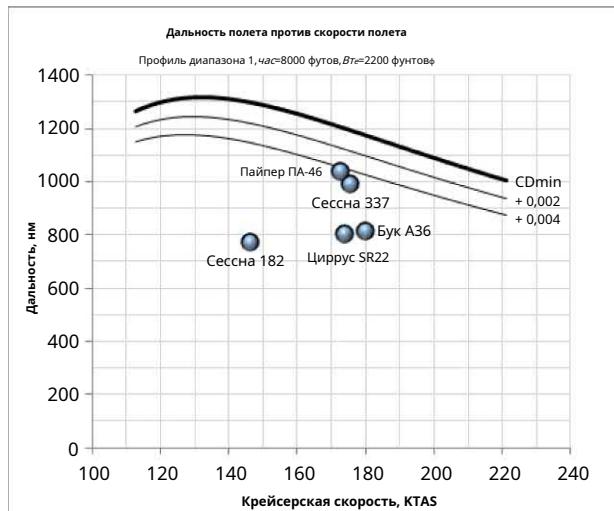
Полезно отобразить возможности конкурентов на графике чувствительности к весу. Это выявляет конкурентные возможности новой конструкции.

#### (2) Чувствительность к перетаскиванию

Чувствительность к лобовому сопротивлению показывает влияние отклонений коэффициента лобового сопротивления на дальность полета самолета (см. Рисунок 21-10). Здесь предполагается, что целевой вес пустого самолета составляет 2200 фунтов.<sup>ф</sup>. Если серийный самолет генерирует 20 отсчетов сопротивления выше ожидаемого значения, базовый диапазон 1315 нм снижается до 1240 нм и 1180 нм, если он генерирует 40 дополнительных отсчетов сопротивления. Дополнительное сопротивление может возникать из ряда источников. Например, больше, чем



**РИСУНОК 21-9** Влияние Втена диапазоне малого поршневого самолет с двигателем.



**РИСУНОК 21-10** Влияние  $C_Dmin$  на дальности.

ожидаемые области отрыва потока во время крейсерского полета (плохая конструкция обтекателя крыла, плохое геометрическое качество), нематериализация NLF (турбулентный пограничный слой в областях, где ожидается NLF), выступы, такие как антенны и входные ступени, сопротивление охлаждения, CRUD и т. д.

#### (3) Чувствительность к соотношению сторон

Чувствительность к удлинению раскрывает эффект крыла AR на дальности полета самолета (см. Рисунок 21-11). Здесь цель AR10 дает базовый диапазон 1315 нм. Уменьшение этого значения, скажем, до 6 приводит к снижению со 115 нм до 1200 нм.

Главное преимущество AR является уменьшение индуцированного подъемной силой сопротивления. Большая часть этого реализуется при более низких динамических давлениях, когда самолет должен лететь с более высокими АОА. Также помните, что при фиксированной площади крыла уменьшение AR уменьшит внутренний объем крыла. Это означает: меньше

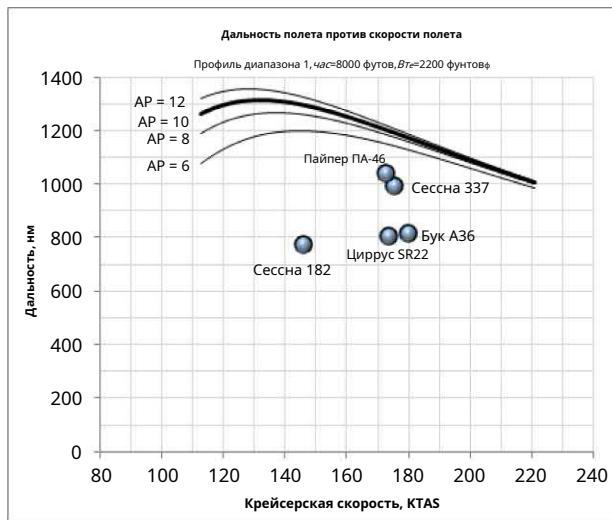


РИСУНОК 21-11 Влияние AR на дальность.

топливо в крыле и, таким образом, уменьшение дальности. Скорее всего, увеличение дальности за счет увеличения AR намного меньше, чем уменьшение дальности за счет уменьшения объема топлива.

## 21.4 АНАЛИЗ ВЫНОСЛИВОСТИ

В этом разделе представлены методы проведения анализа выносливости. Анализ выносливости исследует, как долго самолет может оставаться в воздухе при определенном количестве топлива или энергии батареи. Анализ помогает определить скорости полета, которые необходимо поддерживать для максимальной выносливости. Как и анализ дальности, он также позволяет оценивать различные чувствительности, такие как влияние веса топлива и высоты.

Проверка полученных уравнений выявляет общность между всеми. Чтобы достичь большой выносливости, самолет должен быть спроектирован с учетом следующих особенностей:

1. Он должен иметь высокую эксплуатационную D/C соотношение. Он должен быть максимально гладким.
2. Он должен иметь низкий удельный расход топлива.
3. Если он приводится в движение винтом, он должен обладать максимально возможным КПД винта и работать на малой высоте (высокое  $\rho$ ).
4. Самолет должен перевозить как можно больше топлива.

Формулировка для оценки выносливости теперь будет разработана с учетом тех же профилей, которые использовались для разработки уравнений дальности.

### 21.4.1 Профиль выносливости 1: постоянная воздушная скорость/высота полета

См. Раздел 21.3.2 и Рисунок 21-6 для получения более подробной информации об этом краином профиле. Этот результат действителен только для упрощенной модели сопротивления.

(1) Уравнение выносливости 1 для реактивного самолета

Ознакомьтесь с положениями для профиля диапазона 1. Единица времени для Э (1/ч или 1/c) определяется.

$$\frac{1}{\rho V_2 C} \frac{1}{C_{d,\min}} \text{ загар-1} \text{ AB } \text{ ини } \text{ загар-1} \text{ AB плавник} \quad (21-62)$$

где

$$A^{\frac{1}{4}} \frac{2}{\rho V_2 C} \frac{K}{C_{d,\min}} \quad (21-26)$$

Рассчитать по уравнению (21-28) для системы Великобритании и (21-29) для системы СИ, со всеми теми же условиями. Обратите внимание, что поскольку скорость полета постоянна в этом профиле, выносливость также может быть рассчитана из  $E^{\frac{1}{4}} H / P$ , где  $P$  — это диапазон, рассчитанный с использованием профиля диапазона 1.

(2) Уравнение выносливости 1 для винтовых самолетов

Как и в случае с уравнениями дальности, выносливость адаптируется к винтовым самолетам путем изменения по уравнениям (21-20) и (21-21). Если  $\rho$  в слагах/фут<sup>3</sup>, С<sub>в</sub> футах<sup>2</sup>, В<sub>т</sub> фунтах<sub>ф</sub>, В<sub>в</sub> в KTAS, иссл. в кг/(л.с. ч), тогда в часах определяется по формуле:

$$\frac{325:9}{\rho V_2 C} \frac{1}{C_{d,\min}} \text{ загар-1} \text{ AB } \text{ ини } \text{ загар-1} \text{ AB плавник} \quad (21-63)$$

Если  $\rho$  в кг/м<sup>3</sup>, С<sub>в</sub> м<sup>2</sup>, В<sub>т</sub> гостиница, В<sub>в</sub> км/ч, С<sub>в</sub> в кг/(кВт·ч), тогда в часах определяется по формуле:

$$\frac{367:1}{\rho V_2 C} \frac{1}{C_{d,\min}} \text{ загар-1} \text{ AB } \text{ ини } \text{ загар-1} \text{ AB плавник} \quad (21-64)$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ (21-62)

В этом случае,  $B^{\frac{1}{4}}$  константа и  $\rho^{\frac{1}{4}}$  константа. Однако, поскольку  $C_l / C_d$  зависит от веса, который должен оставаться внутри интеграла. Поэтому мы записываем уравнение (21-8) следующее. Представляем упрощенную модель сопротивления:

$$\frac{3}{\rho V_2 C} \frac{1}{C_{d,\min}} \frac{1}{C_l} \frac{1}{C_d} \frac{1}{V_2} \frac{1}{C_l} \frac{1}{C_d} \frac{1}{V_2} \frac{1}{C_l} \frac{1}{C_d} \frac{1}{V_2}$$

Далее мы расширяем, подставляя выражение для коэффициента подъемной силы, после чего выполняем алгебраические манипуляции, аналогичные выводу уравнения (21-25). Это приводит к

$$\begin{aligned} \frac{1}{\rho V_2 C} \frac{1}{C_{d,\min}} \frac{1}{C_l} \frac{1}{C_d} \frac{1}{V_2} \frac{1}{C_l} \frac{1}{C_d} \frac{1}{V_2} \frac{1}{C_l} \frac{1}{C_d} \frac{1}{V_2} &= \frac{1}{\rho V_2 C} \frac{1}{C_{d,\min}} \frac{1}{C_l} \frac{1}{C_d} \frac{1}{V_2} \\ \frac{1}{\rho V_2 C} \frac{1}{C_{d,\min}} \frac{1}{C_l} \frac{1}{C_d} \frac{1}{V_2} &= \frac{1}{\rho V_2 C} \frac{1}{C_{d,\min}} \frac{1}{C_l} \frac{1}{C_d} \frac{1}{V_2} \\ \frac{1}{\rho V_2 C} \frac{1}{C_{d,\min}} \frac{1}{C_l} \frac{1}{C_d} \frac{1}{V_2} &= \frac{1}{\rho V_2 C} \frac{1}{C_{d,\min}} \frac{1}{C_l} \frac{1}{C_d} \frac{1}{V_2} \end{aligned}$$

21.4.2 Профиль выносливости 2: постоянный крейсерский полет на высоте/постоянном положении

См. [Раздел 21.3.3](#) и [Рисунок 21-7](#) для получения более подробной информации об этом профиле круиза. Оба следующих результата действительны независимо от выбора модели сопротивления.

#### (1) Уравнение выносливости 2 для реактивного самолета

Ознакомьтесь с положениями для профиля диапазона 2. Единица времени для  $\dot{E}$  ( $h$  или  $s$ ) продиктована  $c_s$ . Обратите внимание, что в то время как  $c_s$  рассматривается здесь (и в уравнениях дальности) как константа, она может быть функцией скорости полета. Это потребует быть включены в интеграцию. Однако, если начальная и конечная скорости относительно близки друг к другу, рассматривая среднее как константу оправдана.

$$\dot{E} \frac{1}{4} \frac{C_L}{C_D} \frac{V_H}{V_{Tin}} \quad (21-65)$$

#### (2) Уравнение выносливости 2 для винтовых самолетов

Как и в случае с уравнениями дальности, выносливость адаптируется к винтовым самолетам путем изменения  $c_s$  с использованием уравнений [\(21-20\)](#) и [\(21-21\)](#). Для  $\rho$  в слагах/фут $^3$ ,  $C_V$  футах $^2$ ,  $V_T$  фунтах $^2$ ,  $c_s$  в кг/(л. с. ч), тогда в часах определяется по формуле:

$$\dot{E} \frac{550 \eta \rho C_L \dots C_{D2}}{2 \rho C_D} \frac{1}{V_{Tin}} \frac{1}{V_{Tin}} \quad ! \quad (21-66)$$

Если  $\rho$  в кг/ $m^3$ ,  $C_V$  м $^2$ ,  $V_T$  гостиница,  $c_s$  в кг/(кВт·ч), тогда  $\dot{E}$  в часах находится путем конвертации  $c_s$ . Используя уравнение [\(21-16\)](#):

$$\dot{E} \frac{102 \eta \rho C_L \dots C_{D2}}{c_s V_T} \frac{1}{V_{Tin}} \frac{1}{V_{Tin}} \quad ! \quad (21-67)$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ (21-65)

В этом случае,  $V_H$  переменная,  $\rho$  постоянная,  $C_L/C_D$  постоянно. Поскольку отношение постоянно, двигайтесь  $C_L/C_D$  вне интеграла и интегрируем уравнение [\(21-8\)](#) следующее:

$$\dot{E} \frac{1}{4} \frac{1}{C_D} \frac{C_L}{V_H} \frac{dV}{dt} \frac{1}{4} \frac{1}{C_D} \frac{1}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt}$$

$$\frac{1}{4} \frac{C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \frac{1}{4} \frac{C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt}$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЙ (21-66) И (21-67)

В этом случае,  $V_H$  переменная,  $\rho$  постоянный,  $C_L/C_D$  постоянно,  $c_s$  в  $\eta \rho C_D$ . Поскольку отношение постоянно,

двигайтесь  $C_L/C_D$  вне интеграла и интегрировать уравнение

[\(21-8\)](#) следующее:

$$\begin{aligned} & \frac{3}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \frac{1}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \\ & \frac{3}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \frac{1}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \\ & \frac{1}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \frac{1}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \\ & \frac{1}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \frac{1}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \\ & \frac{1}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \frac{1}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \\ & \frac{1}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \frac{1}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \end{aligned}$$

Обратите внимание, что поскольку  $c_s$  в терминах НР-1, его нужно умножить на 550 футов фунт/с. Продукт  $c_s V_H$  приводит к

$$\begin{aligned} & \frac{1}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \frac{1}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \\ & \frac{1}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \frac{1}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \\ & \frac{1}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \frac{1}{4} \frac{\eta \rho C_L}{C_D} \frac{1}{V_H} \frac{dV}{dt} \end{aligned}$$

Полученное уравнение имеет вид: [\(21-66\)](#). Уравнение [\(21-67\)](#) получается путем замены  $c_s$  в [\(21-66\)](#) на  $c_s V_H / 0,6083$ .

#### 21.4.3 Профиль выносливости 3: постоянная воздушная скорость/крейсерское положение

См. [Раздел 21.3.4](#) и [Рисунок 21-8](#) для получения более подробной информации об этом профиле круиза. Оба следующих результата действительны независимо от выбора модели сопротивления.

#### (1) Уравнение выносливости 3 для реактивного самолета

Ознакомьтесь с положениями для профиля диапазона 3. Единица времени для  $\dot{E}$  ( $h$  или  $s$ ) продиктована  $c_s$ .

$$\dot{E} \frac{1}{4} \frac{C_L}{C_D} \frac{V_H}{V_{Tin}} \quad (21-68)$$

#### (2) Уравнение выносливости 3 для винтовых самолетов

Как и в случае с уравнениями дальности, выносливость адаптируется к винтовым самолетам путем изменения  $c_s$  с использованием уравнений [\(21-20\)](#) и [\(21-21\)](#). Это легко для этого профиля, потому что  $V_H$  и  $C_L/C_D$  константы. Таким образом, уравнение [\(21-68\)](#) может использоваться без изменений. Для  $\rho$  в слагах/фут $^3$ ,  $C_V$  футах $^2$ ,  $V_T$  фунтах $^2$ ,  $c_s$  в кг/(л. с. ч), тогда в часах определяется по формуле:

$$\dot{E} \frac{325:9 \eta \rho C_L}{c_s V_T C_D} \frac{V_H}{V_{Tin}} \quad (21-69)$$

Если  $\rho$  в кг/ $m^3$ ,  $C_V$  м $^2$ ,  $V_T$  гостиница,  $c_s$  в км/ч,  $c_s V_T$  в кг/(кВт·ч), тогда в часах находится путем подстановки  $c_s$  в  $c_s V_T / 0,6083$  и  $V_T$  в  $V_T / 1,852$  в уравнение [\(21-69\)](#), что изменяет коэффициент

$$\dot{E} \frac{367:1 \eta \rho C_L}{c_s V_T C_D} \frac{V_H}{V_{Tin}} \quad (21-70)$$

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(21-68)

Здесь,  $B^\infty$  постоянная,  $\rho$  переменная,  $C_L/C_D$  константа. Таким образом,  $B^\infty C_L/C_D$  может быть вне интеграла. Поэтому запишем уравнение(21-7) следующее:

$$\frac{1}{4} \frac{2}{\rho V^2 C} \frac{K}{C_D \text{мин}} \frac{1}{D^{1/4}} \frac{1}{C_L} \frac{1}{V^2} \frac{1}{D^{1/4}} \frac{1}{C_D} \frac{1}{C_L} \frac{1}{V^2} = \frac{1}{4} \frac{2}{\rho V^2 C} \frac{K}{C_D}$$

$$P \frac{1}{4} B^\infty \frac{\eta_{\text{малый}} \bar{\eta}_{\text{батт}}}{C_D} ) \frac{1}{4} \frac{\eta_K \bar{\eta}_{\text{батт}}}{D^{1/4}} \frac{1}{4} \frac{\eta_{\text{малый}} \bar{\eta}_{\text{батт}}}{D B^\infty} \quad (21-71)$$

Так как перетаскивание ( $G$ ) можно записать как  $D/G$ , мы можем переписать это следующим образом.

$$\frac{\eta_{\text{малый}} \bar{\eta}_{\text{батт}}}{4} \frac{C_L}{C_D} \quad (21-72)$$

Все переменные определены в [Раздел 21.3.5](#).

## 21.5 АНАЛИЗ ПРОФИЛЯ МИССИИ

Теперь, когда формула для оценки дальности и выносливости разработана, пришло время ввести основы анализа миссии. Анализ миссии исследует весь полет самолета, от запуска двигателя до его выключения. Он разбивает миссию на несколько отдельных сегментов, упрощая анализ таких свойств, как вес, скорость полета и другие.

Серьезное планирование миссии учитывает (а) топливо, необходимое для выполнения миссии, и (б) резервное топливо чтобы позволить самолету перенаправить его в альтернативный аэропорт в случае, если неблагоприятные погодные условия в первоначальном пункте назначения помешают безопасной посадке. В предыдущих разделах это топливо игнорировалось и рассматривалось как часть пустого веса (которым оно не является). Любой анализ дальности или выносливости должен учитывать резервное топливо в конечном весе ( $V_{\text{плавник}}$ )—сокращение общего количества топлива, доступного для проектной миссии. Резервного топлива должно быть достаточно для набора новой высоты крейсерского полета после попытки и неудачного захода на посадку и продолжения полета до альтернативного аэропорта, который может находиться на расстоянии 100 или 200 морских миль от первоначального пункта назначения. Обычно существуют два эксплуатационных крейсерских полета, о которых должны знать проектировщики самолетов GA: IFR и NBAA. Они будут рассмотрены далее в этом разделе. Во-первых, основы анализа миссии будут представлены.

### ПРИМЕР 21-10

Рассчитайте выносливость легкого самолета из примера 21-6 для профилей дальности 1 и 2. Коэффициенты подъемной силы и сопротивления при этом равны  $C_L=0,3921$  и  $C_D=0,03147$  соответственно.

#### РЕШЕНИЕ:

Профиль выносливости 1: постоянная воздушная скорость/высота в крейсерском режиме

$$\begin{aligned} \frac{A}{4} \frac{2}{\rho V^2 C} \frac{K}{C_D \text{мин}} &= \frac{2}{0:04207} \\ \frac{1}{4} \frac{2}{\rho:001756 \text{ } \ddot{\rho} 253:2 \text{ } \ddot{\rho} 145 \text{ } \ddot{\rho}} &= \frac{0:025}{0:025} \\ 1:0:0001589 & \\ \frac{325:9}{\frac{1}{4} \frac{2}{\rho:001756 \text{ } \ddot{\rho} 253:2 \text{ } \ddot{\rho} 145 \text{ } \ddot{\rho}} \frac{K}{C_D \text{мин}}} & \\ \text{загар-1} \text{ } \ddot{\rho} \text{AB} & \text{ини-загар -1} \text{ } \ddot{\rho} \text{плавник} \\ \frac{325:9}{\frac{1}{4} \frac{2}{\rho:001756 \text{ } \ddot{\rho} 253:2 \text{ } \ddot{\rho} 145 \text{ } \ddot{\rho}} \frac{K}{C_D \text{мин}}} & \\ \text{загар-1} \text{ } \ddot{\rho} 3200 \text{ } \ddot{\rho} \text{-загар-1} \text{ } \ddot{\rho} 2800 \text{ } \ddot{\rho} & 1:4:924 \end{aligned}$$

Профиль выносливости 2: постоянный крейсерский полет на высоте/в пространстве

$$\begin{aligned} \frac{550 \text{ } \ddot{\rho} \text{фф} \dots \text{C3=2}}{\frac{1}{4} \frac{2}{\rho C_L} \frac{1}{C_D}} & \frac{1}{V_{\text{плавник}}} \frac{1}{V_{\text{тини}}} \\ \frac{550 \text{ } \ddot{\rho} 0:85 \text{ } \ddot{\rho} \text{фф} \dots \ddot{\rho} 0:3921 \text{ } \ddot{\rho} 3=2}{\frac{1}{4} \frac{2}{\rho:06} \frac{280:001756 \text{ } \ddot{\rho} 145 \text{ } \ddot{\rho}}{0:03147}} & \\ \frac{1}{\frac{1}{2800} \frac{1}{3200}} & 1:45:294 \end{aligned}$$

21.4.4 Профиль выносливости 4: крейсерская дальность полета электрического самолета

[Раздел 21.3.5](#). Короче говоря, выносливость электрического самолета можно рассчитать по уравнению(21-44),

### 21.5.1 Основы анализа профиля миссии

Рассмотрим сценарий, в котором миссия, от запуска двигателя до его выключения, состоит из сегментов, показанных на рис.

[Рисунок 21-12](#). Каждый сегмент обозначается как линия, проведенная между двумя точками, называемая узлы. Каждый узел пронумерован от 0 до 7 (8 узлов и 7 сегментов). Миссия может быть более или менее сложной, чем показано здесь. Важно понимать, что по мере того, как самолет покрывает каждый сегмент, предполагая, что он потребляет ископаемое топливо, его вес уменьшается. Таким образом, его вес в Узле 1 меньше, чем в Узле 0. Аналогично, после подъема на крейсерскую высоту, обозначенную Узлом 2, его вес меньше, чем после ТО в Узле 1 и т. д. Обычно изменение веса от узла к узлу равно количеству топлива, потребляемого в течение сегмента. Однако он может также составлять вес парашютистов,

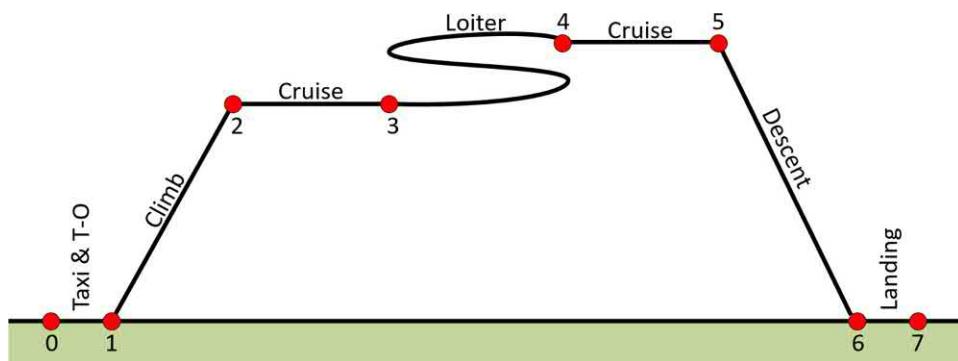


РИСУНОК 21-12 Анализ миссии самолета.

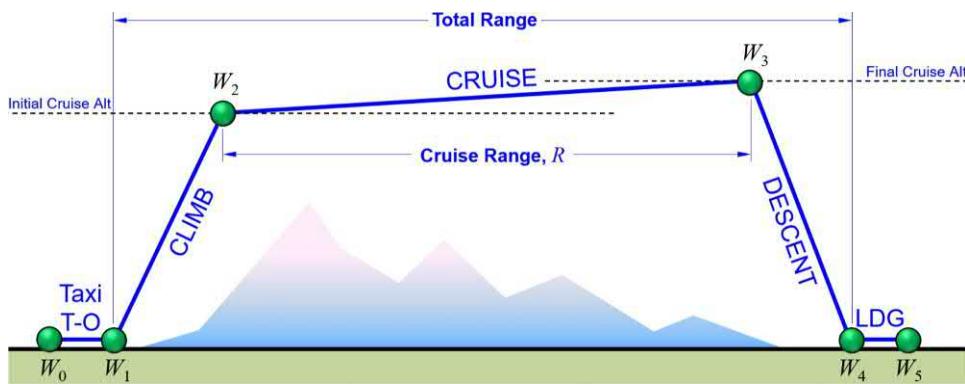


РИСУНОК 21-13 Разбиение миссии на ряд сегментов.

удобрения или внешние хранилища. Подробный анализ миссии представлен в [Раздел 6.2.3](#).

Пример простой миссии показан на [Рисунок 21-13](#). Он состоит из сегментов, которые включают запуск двигателя, прогрев, запуск, руление в положение ТО, ТО, набор высоты крейсерского полета, крейсерский полет, снижение, посадку и, наконец, руление и парковку. Для ясности сегменты идентифицируются на каждом пересечении узлами. Каждый узел имеет связанный с ним вес, обозначенный как  $B_{t0}$ ,  $B_{t1}, \dots, B_{t5}$ . Затем миссия анализируется путем определения веса (и, следовательно, потребляемого топлива) в каждом узле.

В качестве примера рассмотрим сценарий, в котором нам необходимо определить запас топлива для крейсерского полета ( дальность полета); это доля  $B_{t3}/B_{t2}$  [Рисунок 21-13](#). В некоторых случаях пусковой вес двигателя,  $B_{t0}$ , и вес топлива для миссии,  $B_{t\text{fm}}$ , известны. Предположим, что было подсчитано (например, с использованием исторических данных или знаний о расходе топлива двигателем), что запуск двигателя, прогрев и руление в положение ТО потребляют топливо, поэтому в узле 1 самолет весит 99%  $B_{t0}$ . В этом случае можно записать вес в узле 1 следующим образом:

$$B_{t1} \frac{1}{4} \frac{B_{t1} B_{t0} \frac{1}{4} 0:99 W_0}{0}$$

Аналогично предположим, что во время подъема на крейсерскую высоту самолет потребляет топливо и весит 93% веса в Узле 1. Это можно выразить следующим образом:

$$B_{t2} \frac{1}{4} \frac{B_{t2}}{B_{t1}} B_{t1} \frac{1}{4} 0:93 B_{t1}$$

По сути, это позволит определить вес в узле 2 на основе начального веса,  $B_{t0}$ , как показано ниже:

$$\begin{aligned} B_{t2} \frac{1}{4} & \frac{B_{t2}}{B_{t1}} B_{t1} \frac{1}{4} \frac{B_{t2}}{B_{t1}} \frac{B_{t1} B_{t0}}{B_{t0}} 0 \\ & \frac{1}{4} p0:93 p \frac{1}{4} 0:99 p B_{t0} \frac{1}{4} 0:9207 B_{t0} \end{aligned}$$

Это означает, что в верхней точке набора высоты самолет весит 92,07% от веса запуска двигателя. Фактически, вся миссия может быть представлена как произведение весовых соотношений сегментов:

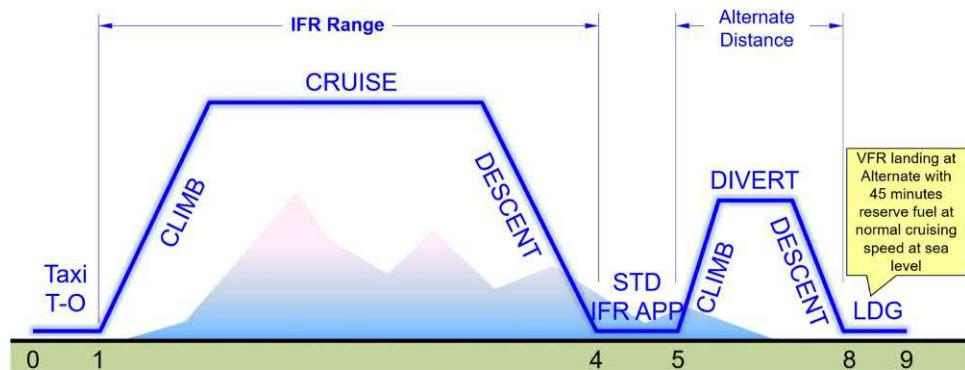
$$\frac{B_{t1}}{B_{t0}} \frac{B_{t2}}{B_{t1}} \frac{B_{t3}}{B_{t2}} \frac{B_{t4}}{B_{t3}} \frac{B_{t5}}{B_{t4}} \frac{B_{t5}}{B_{t0}} \frac{1}{4}$$

Это представление порождает проблему определения количества топлива, необходимого для крейсерского полета (представленного как  $B_{t3}/B_{t2}$ ) вплоть до определения других весовых соотношений и использования их для оценки других весов, представляющих интерес. Подробное применение этой методологии см. в [Раздел 6.2.3](#).

## 21.5.2 Специальная миссия 1: миссия по полету по приборам

Самолеты АОН, предназначенные для эксплуатации в условиях правила полетов по приборам (ППП), должны перевозить топливо в соответствии с 14

**РИСУНОК 21-14** Схема для Правила полетов по прибораммисия для самолета общей авиации.



CFR Часть 91, §91.167, Требования к топливу для полетов в условиях ППП. Регламент призван предотвратить аварии из-за нехватки топлива или неправильного управления топливом, но такие аварии, несмотря на регламент, остаются довольно распространенными: только в Соединенных Штатах произошло 75 таких аварий в 2008 году и 74 в 2009 году.<sup>1</sup> Самолеты гражданской авиации, эксплуатируемые в условиях ППП, должны иметь на борту топливо, как указано ниже:

#### §91.167 Требования к топливу для полета в условиях ППП

- (a) Ни одно лицо не имеет права управлять гражданским воздушным судном в условиях ППП, если на борту воздушного судна нет достаточного количества топлива (с учетом метеосводок, прогнозов и погодных условий), чтобы:
  - (1) Совершить перелет до первого аэропорта предполагаемой посадки;
  - (2) За исключением случаев, предусмотренных в пункте (b) настоящего раздела, вылететь из этого аэропорта в запасной аэропорт; и
  - (3) После этого летите в течение 45 минут на нормальной крейсерской скорости или, для вертолетов, летите в течение 30 минут на нормальной скорости.
- (b) Пункт (a)(2) настоящего раздела не применяется, если:
  - (1) Часть 97 настоящей главы предписывает стандартную процедуру захода на посадку по приборам или специальная процедура захода на посадку по приборам была выпущена Администратору эксплуатанта для первого аэропорта предполагаемой посадки; и
  - (2) Соответствующие сводки погоды или прогнозы погоды, или их комбинация, указывают следующее:
    - (i) Для воздушных судов, кроме вертолетов. В течение как минимум 1 часа до и 1 часа после расчетного времени прибытия высота верхней границы будет не менее 2000 футов над уровнем аэропорта, а видимость будет не менее 3 статутных миль.
    - (ii) Для вертолетов. В расчетное время прибытия и в течение 1 часа после расчетного времени прибытия потолок будет не менее 1000 футов над уровнем аэропорта или не менее 400 футов над самой низкой применимой точкой захода на посадку

минимумы, в зависимости от того, какой из них выше, а видимость будет не менее 2 статутных миль.

В соответствии с этим пунктом эксплуатант воздушного судна должен иметь на борту достаточно топлива для выполнения полета до первоначального аэропорта, а затем перелета из этого аэропорта в запасной аэропорт (если такой требуется) и затем совершать полет в течение 45 минут (30 минут для вертолетов) с нормальной крейсерской скоростью.<sup>2</sup> Короче говоря, это включает топливо до пункта назначения плюс топливо до запасного самолета плюс топливо на 45 минут дополнительного полета. Важно помнить о таких нормативных «крутых мячах», чтобы дальность полета (или размер топливных баков) не была недооценена. Автор может подтвердить, что студенты-инженеры полностью игнорируют этот шаг.

Схема профиля полета по ППП показана на рисунке. **Рисунок 21-14.** Термин «STD IFR APP» означает стандартный подход по ППП. Несмотря на то, что такое планирование полета является обязанностью оператора, конструктор должен подготовить оценку дальности для сравнения с другими самолетами, предположив отклонение полета на 100 или 200 морских миль к альтернативному варианту, в зависимости от размера самолета. Это прольет более яркий свет на полезность новой конструкции.

#### 21.5.3 Специальная миссия 2: Круизная миссия NBAA

The Национальная ассоциация деловой авиации (NBAA) — это организация людей, которые стремятся продвигать и расширять использование самолетов авиации общего назначения в коммерческих целях по всему миру.<sup>3</sup> Она была основана в 1947 году и имеет штаб-квартиру в Вашингтоне, округ Колумбия. Согласно ее Заявлению о целях, организация представляет более 8000 компаний и организует крупнейшую в мире авиационную выставку: Ежегодное собрание и съезд NBAA. Когда речь заходит о концепции дальности, NBAA продвигает специальный профиль дальности, который носит ее имя. Схема этого профиля представлена в

<sup>1</sup> Отчет Налла 2010, Фонд безопасности полетов, стр. 17.

<sup>2</sup> Например, см.: InFO 08004, Федеральное управление гражданской авиации, 02.07.2008.

<sup>3</sup> Видеть <http://www.nbaa.org/about/>

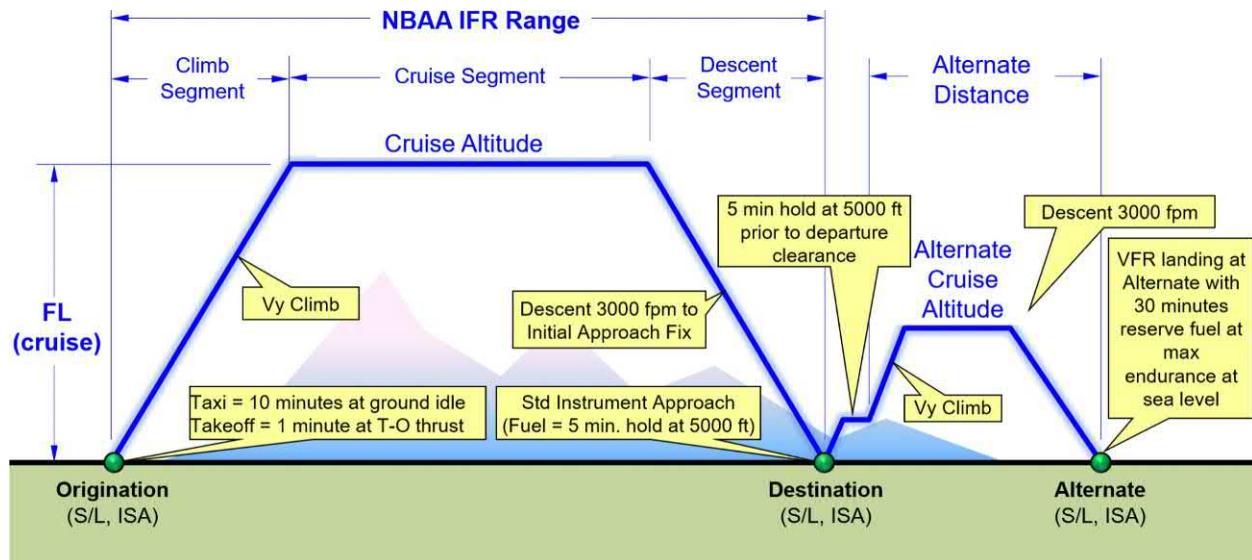
**Рисунок 21-15** Этот профиль обычно используется в маркетинге деловых самолетов.

#### 21.5.4 Исследование чувствительности полезной нагрузки к дальности полета

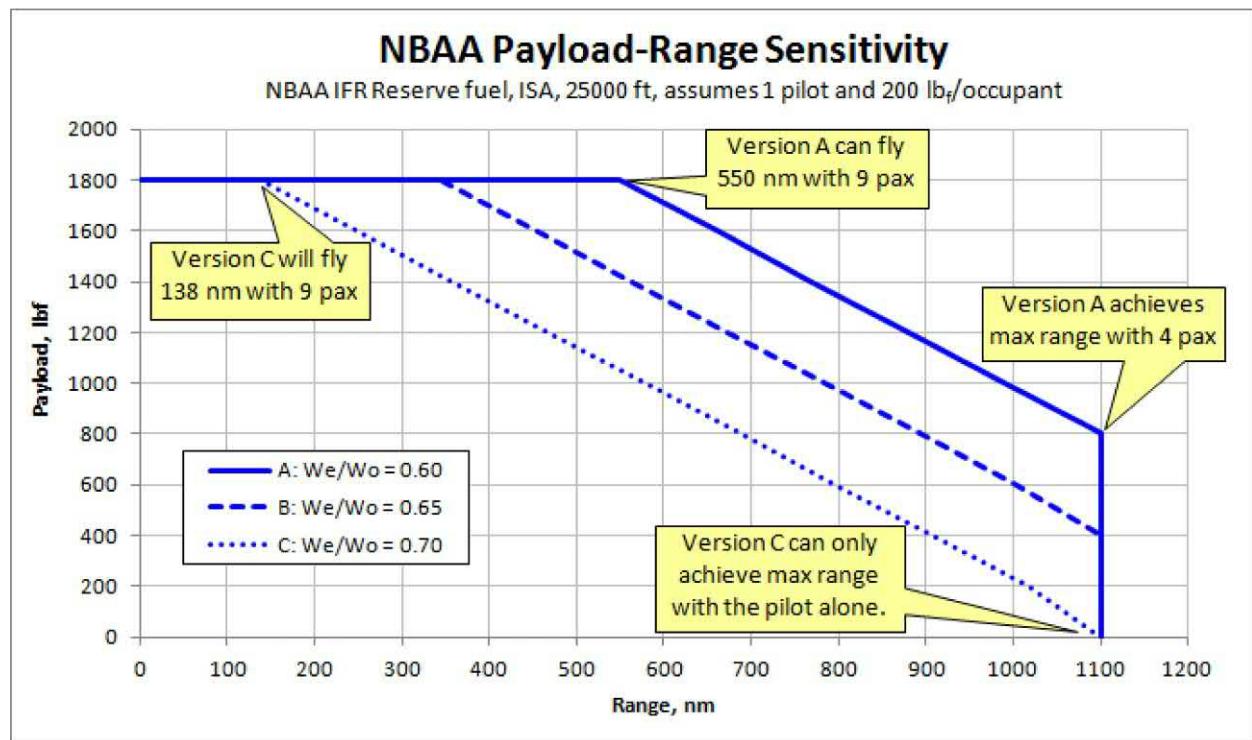
Полезно, когда нет необходимости, провести чувствительность к диапазону полезной нагрузки исследование, чтобы помочь оценить, как полезная нагрузка влияет на дальность полета. Большинство самолетов имеют проблемы

с комбинацией загрузки топлива и пассажиров. Это проявляется в том, что при полных топливных баках и занятости всех сидений превышен максимальный вес брутто. Это требует уменьшения веса топлива при полете с полной загрузкой, и это значительно сокращает дальность полета.

**Рисунок 21-16** иллюстрирует проблему на примере гипотетического десятиместного турбовинтового самолета с одним пилотом и максимальным весом брутто 7500 фунтов. Предположим, что самолет рассчитан на перевозку 2000 фунтов. Jet A-1, придавая ему



**РИСУНОК 21-15** Схема миссии NBAA для самолета деловой авиации Части 23.



**РИСУНОК 21-16**

График чувствительности NBAA к дальности полета полезной нагрузки для гипотетической конструкции 10-местного пассажирского самолета.

ТАБЛИЦА 21-4 Пример анализа дальности полезной нагрузки.

Gross weight, lb <sub>f</sub>	$W_0 =$	7500									
Max fuel weight, lb <sub>f</sub>	$W_f =$	2000									
Weight of occupant, lb <sub>f</sub>	$W_{occupant} =$	200									
		VERSION A			VERSION B			VERSION C			
Empty weight ratio	$W_e/W_0 =$	0.6			0.65			0.7			
Empty weight, lb <sub>f</sub>	$W_e =$	4500			4875			5250			
Passengers	Pilot	Payload, lb <sub>f</sub>	Fuel, lb <sub>f</sub>	Gross, lb <sub>f</sub>	Range, nm	Fuel, lb <sub>f</sub>	Gross, lb <sub>f</sub>	Range, nm	Fuel, lb <sub>f</sub>	Gross, lb <sub>f</sub>	Range, nm
0	1	0	2000	6700	1100	2000	7075	1100	2000	7450	1100
1	1	200	2000	6900	1100	2000	7275	1100	1850	7500	1018
2	1	400	2000	7100	1100	2000	7475	1100	1650	7500	908
3	1	600	2000	7300	1100	1825	7500	1004	1450	7500	798
4	1	800	2000	7500	1100	1625	7500	894	1250	7500	688
5	1	1000	1800	7500	990	1425	7500	784	1050	7500	578
6	1	1200	1600	7500	880	1225	7500	674	850	7500	468
7	1	1400	1400	7500	770	1025	7500	564	650	7500	358
8	1	1600	1200	7500	660	825	7500	454	450	7500	248
9	1	1800	1000	7500	550	625	7500	344	250	7500	138

дальность 1100 нм. Это означает, что при любой комбинации топлива, пассажиров и багажа самолет не должен превышать 7500 фунтов<sub>f</sub> в начале пробега ТО. Кроме того, предположим, что на основе исторических данных ожидается, что может быть достигнуто отношение пустого веса 0,6. Это соответствует пустому весу 4500 фунтов<sub>f</sub> и полезной нагрузкой 7500–4500/13000 фунтов<sub>f</sub>. Предполагая, что каждый пассажир весит 200 фунтов<sub>f</sub>, включая багаж, легко заметить, что с 10 людьми на борту самолет весит 4500+10 200/16500 фунтов<sub>f</sub>; это соответствует полезной нагрузке в 9 человек (пилот не является частью полезной нагрузки) или 1800 фунтов<sub>f</sub>. Таким образом, пилот может добавить только 1000 фунтов<sub>f</sub> топлива. Таким образом, полная дальность полета на баке 1100 нм невозможна. Для простоты предположим, что самолет может достичь дальности полета 0,55 нм/фунт<sub>f</sub> топлива.

Результаты для других полезных нагрузок представлены в [Таблица 21-4](#) (и графически в [Рисунок 21-16](#)). Он предназначен для помощи в подготовке таких графиков чувствительности. Он не только показывает, как полезная нагрузка влияет на дальность полета, но и насколько пагубным это может быть, если желаемое соотношение пустого веса не соблюдается. Исследования чувствительности полезной нагрузки к дальности полета очень полезны при оценке новых конструкций самолетов и четко подчеркивают важность достижения расчетного соотношения пустого веса.

[Таблица 21-4](#) представляет чувствительность полезной нагрузки к дальности полета для трех коэффициентов пустого веса; 0,60, 0,65 и 0,70, обозначенных как версии А, В и С соответственно. Версия А может перевозить четырех пассажиров и пилота на расстояние 1100 морских миль, но только 550 морских миль с девятью пассажирами на борту. Однако, если  $W_e/W_0 \leq 0,60$  не выполняется и, скажем, получается 0,65 (Версия В), самолет будет гораздо менее конкурентоспособным, так как он может пролететь только 1100 морских миль с двумя пассажирами на борту. Если  $W_e/W_0 \geq 0,70$  (Версия С), рыночные перспективы получившегося самолета могут быть катастрофическими. Это подчеркивает его чувствительность к отклонениям от целевого коэффициента пустого веса.

## УПРАЖНЕНИЯ

(1) Вас попросили спроектировать одномоторный исследовательский самолет с турбовентиляторным двигателем, который в стандартный безветренный день способен совершать 800 морских миль в режиме барражирования. Сегмент барражирования начнется на начальной высоте 20 000 футов и потребует поддержания постоянной скорости полета 250 KTAS. Исследовательское оборудование на борту должно быть откалибровано в начале сегмента, после чего автопилот запрограммирован на поддержание постоянного положения самолета относительно земли. SFC турбовентиляторного двигателя составляет 0,6 фунта<sub>f</sub>/ч/фунт<sub>f</sub>, площадь крыла 350 футов<sup>2</sup>, а вес в начале крейсерского полета составляет 15 000 фунтов<sub>f</sub>. Средний расход топлива двигателя во время сегмента барражирования составляет 115 галлонов/ч Jet-A. Если вы рассматриваете конфигурацию с прямым коническим крылом с AR 10, оцените (a) наибольшее значение минимального коэффициента сопротивления  $C_d$ ,  $\text{мин}$  может принять и все еще соответствовать требованиям дальности. (b) Также оцените тягу, требуемую в начале крейсерского полета. Предположим, что применяется упрощенная модель сопротивления.

Ответ: (a)  $C_d \frac{1}{min} 0,0295$ , (b)  $T \frac{1}{min} 1403$  фунта<sub>f</sub>.

## Ссылки

- [1] Л.Р. Хубер, Супермагистрали, Журнал Boeing, май 1946 г.
- [2] КД Перкинс, Р.Э. Хаге, Летные характеристики, устойчивость и управляемость самолета, Джон Уэйл и сыновья, 1949.
- [3] Э. Торенбек, Синтез конструкции дозвукового самолета, 3-е изд., Издательство Делфтского университета, 1986.
- [4] Л. Николаи, Основы проектирования самолетов, 2-е изд., (1984).
- [5] Дж. Роскам, К.-Т.Е. Лан, Аэродинамика и летные характеристики самолета, Корпорация DAR, 1997.

- [6]Ф. Дж. Хейл,Летно-технические характеристики, выбор и проектирование самолетов,Джон Уайли и сыновья, 1984, стр. 137–138.
- [7]Дж. Д. Андерсон-младший,Летно-технические характеристики и конструкция самолета,1-е изд., Макгроу-Хилл, 1998.
- [8]А. Миле,Механика полета – Теория траекторий полета,Издательство «Довер», 1990.
- [9]Э. Торенбек,Оптимальные крейсерские характеристики дозвукового транспортного самолета, 3-е изд., Издательство Делфтского университета, 1998.
- [10]М. Хепперле,Электрический полет – потенциал и ограничения, Технический документ НАТО STO-MP-AVT-209,Энергоэффективные технологии и концепции, Лиссабон, 2012. 22–24 октября.
- [11]ДФ Фингер,Методология многопрофильного проектирования самолетов с учетом технологии гибридно-электрических двигателей,Кандидатская диссертация, Университет RMIT, сентябрь 2020 г.

Эта страница намеренно оставлена пустой

## 22

## Производительность — Спуск

## КОНТУР

<b>22.1 Введение</b>	<b>893</b>		
22.1.1 Содержание этой главы	893	22.3.5 Скорость полета при минимальной скорости снижения, $V_{Ba}$	898
22.1.2 Какие анализы мне необходимо сделать?	894	22.3.6 Минимальный угол снижения	898
<b>22.2 Основные соотношения для маневра снижения</b>	<b>894</b>	22.3.7 Лучшая скорость планирования, $V_{Bg}$	899
22.2.1 Общие уравнения движения для спуска	894	22.3.8 Расстояние скольжения	899
<b>22.3 Методы анализа общего происхождения</b>	<b>895</b>	22.4 Характеристики планирования планера	900
22.3.1 Общий угол снижения	895	22.4.1 Основы планера	900
22.3.2 Общая скорость снижения	896	22.4.2 Характеристики планирования планера	902
22.3.3 Скорость равновесного скольжения	897	22.4.3 Скорость Полярная	904
22.3.4 Скорость снижения	898	22.4.4 Скорость полета	907
		22.4.5 Полет по кругу	911
		Ссылки	914

**22.1 ВВЕДЕНИЕ**

Для полета с двигателем анализ планирующего полета имеет важное значение с точки зрения безопасности и эффективности. Для полета без двигателя планирующее качество отличает один планер от другого. Но есть и странности. Хотя мы предпочитаем большое планирующее отношение ( $D/D$ ) для улучшения дальности, как ни странно, это может вызвать проблему — во время посадки. Например, самолет с двигателем и высоким качеством планирования очень выгоден, если у него отказал двигатель, и он должен полагаться на эту характеристику, чтобы достичь ближайшего места аварийной посадки. Однако высокое  $D/D$  фактически затруднит посадку, так как придется лететь под очень малым углом траектории захода на посадку, чтобы поддерживать низкую скорость полета. Малый угол не только затрудняет оценку точки приземления, но и способствует тому, что самолет зависает в эффекте земли, что еще больше усугубляет трудности. [Рисунок 22-1](#) представлена организационная карта, отображающая нисходящую структуру среди других тем теории производительности.

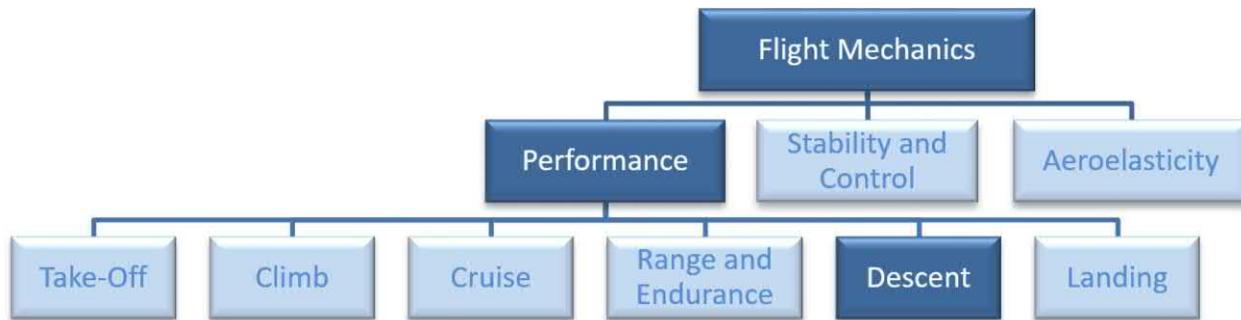
В этой главе представлена формулировка и решение уравнения движения для спуска и представлены практические и численные методы решения, которые могут быть использованы как для винтовых, так и для реактивных самолетов. При необходимости каждый метод будет сопровождаться выводом и иллюстративным примером с использованием

образец самолета. Основная информация, которую мы хотим извлечь из этого анализа, это такие характеристики, как минимальная скорость снижения (СТЕРЖЕНЬ), наилучший (наименьший) угол снижения (АОД), соответствующие скорости полета, АОД для заданной мощности и дальности полета без двигателя.

В целом, представленные здесь методы являются «отраслевым стандартом» и отражают методы, представленные различными авторами, например, Перкином и Хейджем.[\[1\]](#), Торенбек[\[2\]](#), Николай[\[3\]](#), Роскам[\[4\]](#), Хейл[\[5\]](#), Андерсон[\[6\]](#), и Миле[\[7\]](#), и это лишь некоторые из них.

**22.1.1 Содержание этой главы**

- [Раздел 22.2](#) разрабатывает фундаментальные соотношения, необходимые для оценки характеристик планирующего полета, и прежде всего уравнения движения для нисходящего полета.
- [Раздел 22.3](#) представляет собой набор методов прогнозирования различных характеристик снижения самолета.
- [Раздел 22.3](#) представляет характеристики планирования планера, включая оптимальные скорости планирования при встречном и попутном ветре, а также восходящих и нисходящих потоках. Также обсуждаются характеристики кругового полета в термических потоках.



**РИСУНОК 22-1** Организационная карта, размещающая теорию производительности среди дисциплин Механика полета, и подчеркивание фокуса этой главы: анализ эффективности спуска.

**ТАБЛИЦА 22-1** Список задач основан на 14 CFR Часть 23.

Абзацы	Содержание	Раздел
14 Свод федеральных правил§23.2620.	Информация для руководства по летной эксплуатации самолета	22.3
14 Свод федеральных правил§23.33(6)(1)	Планирование с закрытым дросселем Вс	22.3
14 Свод федеральных правил§23.71	Планирование: Одномоторные самолеты	22.3
14 Свод федеральных правил§23.145(r)	Планирование в конфигурации посадки	22.3
14 Свод федеральных правил§23.1001(6)(1)	Системы планирования и слива топлива	22.3
14 Свод федеральных правил§23.1585(6)	Планирование после отказа двигателя	22.3
14 Свод федеральных правил§23.1587(c)(6)	Информация о характеристиках скольжения	22.3

«Новая» часть 23.

**ТАБЛИЦА 22-2** Список задач для анализа спуска.

Имя задачи	Условия	Раздел
Минимальная скорость погружения	В <sub>ВМин</sub>	22.3.2
Скорость полета при минимальной скорости снижения	В <sub>БА</sub>	22.3.5
Скорость полета при минимальном угле снижения	В <sub>БГ</sub>	22.3.7
Минимальный угол снижения Диапазон	У <sub>Мин</sub>	22.3.6
планирования для различных высот	Р <sub>Скольжение</sub>	22.3.8
Чувствительность характеристик		22.3
планирования Характеристики планирования		22.4
планера Скорость (полет) Полярный		22.4.3

#### 22.1.2 Какие анализы мне необходимо сделать?

Для новичка в анализе спуска насущным вопросом является: «Что я должен оценить и как я должен провести эти оценки?» Короче говоря, такой анализ оценивает характеристики спуска самолета. Это включает оптимальные характеристики, такие как наименьшая скорость и угол снижения, а также соответствующие им скорости полета. Затем результаты сравниваются с соответствующими требованиями, отвечая на вопрос, будет ли самолет им соответствовать. Эту главу можно разделить на три раздела: Введение, инструменты профессии и анализ. Таблицы 22-1 и 22-2 перечисляют необходимые задачи, которые вам следует выполнить.

## 22.2 ОСНОВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ ДЛЯ МАНЕВРА СПУСКА

В этом разделе представлен вывод уравнения движения для маневра спуска, а также все основные соотношения, используемые для оценки его наиболее важных характеристик. Во-первых, будет представлена общая двумерная диаграмма свободного тела, чтобы позволить формулировке быть разработано. Будет разработана только двухмерная версия уравнения, поскольку она достаточна для всех аспектов проектирования самолета.

### 22.2.1 Общие уравнения движения для спуска

Уравнения движения самолета в горизонтальной и вертикальной плоскостях были разработаны в Раздел 17.1.2, Уравнения движения для теории производительности. Они представлены как набор Miele Уравнение (17-1). Читателю рекомендуется ознакомиться с ними. Также ознакомиться Рисунок 17-1. Этот набор уравнений адаптирован к спуску как Уравнение(22-1). Преобразование предполагает (1) угол тяги  $\varepsilon \approx 40^\circ$ , (2) снижение осуществляется с постоянной скоростью полета,  $V$ , поэтому производные по времени равны нулю, и (3) постоянный угол траектории полета,  $\gamma < 0$ . Кроме того, пусть  $B \approx 14\text{мг}$ . Это уменьшает Уравнение (17-1) как показано ниже

$$\begin{aligned} x_{-} &= V \cos \gamma / 40 \\ \dot{x}_{-} &= -V \sin \gamma / 40 \\ \chi_{-} &= -V \sin \gamma / 40 \\ \dot{\chi}_{-} &= -V \cos \gamma / 40 \end{aligned}$$

$$T \cos \varepsilon - D = r \sin \gamma / 40 + V \sin \gamma / 40$$

$$\begin{aligned} T \sin \varepsilon - D &= r \cos \gamma / 40 \\ T \cos \varepsilon - D &= r \sin \gamma / 40 \\ T \sin \varepsilon &= r \cos \gamma / 40 \end{aligned}$$

$$D = V \cos \gamma / 40$$

$$B = r \cos \gamma / 40$$

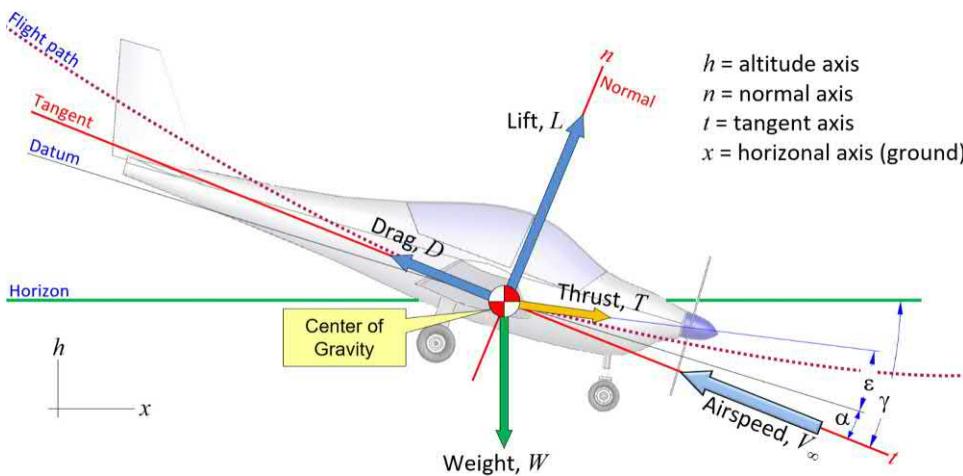
(22-1)

(1) Уравнения движения для механизированного спуска

Уравнение(22-1) для равномерного спуска получается путем суммирования сил вдоль ин-оси (см. Рисунок 17-1).

$$T - D + H \sin \gamma / 40 = D / 4 + T + 3 \sin \gamma / 40 \quad (22-2)$$

$$D = V \cos \gamma / 40 \quad (22-3)$$



*h* = altitude axis  
*n* = normal axis  
*t* = tangent axis  
*x* = horizontal axis (ground)

РИСУНОК 22-2 Свободное тело самолета при снижении (моменты опущены, но в сумме дают ноль).

Обратите внимание, что угол снижения (AOD),  $\gamma$ , имеет отрицательное значение для снижения (положительное для набора высоты). AOD также известен как угол скольжения (AOГ) или угол скольжения.

## (2) Уравнения движения для спуска без двигателя

Для устойчивого снижения без использования двигателя (планирования) уравнение(22-1)

становится

$$\frac{D}{L} \frac{1}{4} V_t^2 \sin \gamma \quad (22-4)$$

$$\frac{L}{W} \frac{1}{4} V_t^2 \cos \gamma \quad (22-5)$$

Так как  $\gamma < 0$  для спуска, минус указывает на то, что сила сопротивления направлена в противоположном направлении  $V_t \sin \gamma$  (см. Рисунок 22-2). Уравнение(22-5) показывает, что, как и для подъема, при спуске подъемная сила меньше веса. Коэффициент подъемной силы при этом условии равен

$$C_L \frac{1}{4} \frac{2V_t \cos \gamma}{\rho V_t^2 C} \frac{1}{4} \frac{V_t}{qS} \cos \gamma \quad (22-6)$$

### (3) Сопротивление во время спуска

Сопротивление при спуске получается таким же, как и при подъеме. Это было показано на Раздел 19.2.1(3) как Уравнения (19-10) для скорректированной модели сопротивления и (19-11) для упрощенной модели сопротивления.

### (4) Горизонтальная и вертикальная скорость полета

Как и для маневра набора высоты, мы указываем Горизонтальную скорость полета. При оценке горизонтального расстояния, пройденного при длительном планировании, важно:

$$x_{\text{час}} \equiv V_{\text{час}} \frac{1}{4} V_{\infty} \cos \gamma \quad (22-7)$$

Мы также определяем Вертикальная скорость полета, также называемая скоростью снижения (РОД) следующим образом:

$$V_{\text{час}} \equiv V_{\infty} \frac{1}{4} V_{\infty} \sin \gamma \quad (22-8)$$

Оба компонента скорости могут быть получены путем наблюдения с использованием Рисунок 22-3. Обратите внимание, что хотя скорости полета на рисунке 22-3 являются истинными скоростями полета, с точки зрения калиброванной скорости полета,  $V_{\infty}$  это воздушная скорость, указанная на указателе воздушной скорости,  $V_{\infty}$ .

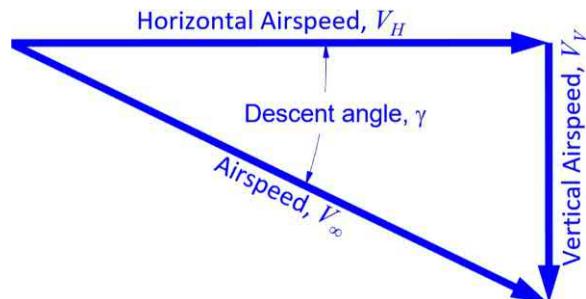


РИСУНОК 22-3 Составляющие воздушной скорости при снижении.

наблюдается на указатель вертикальной скорости (VSI, это истинная воздушная скорость), и  $V_{\text{час}}$  это скорость относительно земли. Обратите внимание, что это  $V_{\text{час}}$  не следует путать с максимальной скоростью горизонтального полета, обсуждаемой в главе 20.

## 22.3 ОБЩИЙ СПУСК МЕТОДЫ АНАЛИЗА

В этом разделе используется уравнение движения для спуска, чтобы оценить характеристики спуска новой конструкции самолета. Представлено несколько методов оценки наиболее важных свойств спуска. Эти методы в первую очередь включают упрощенные и скорректированные модели сопротивления ( $C_L \min \frac{1}{4} 0$ ). Для получения информации о качестве анализа, предоставляемого этими моделями, см. пункт (11)Раздел 20.2.2, Основные понятия.

### 22.3.1 Общий угол снижения

Угол снижения — это угол траектории полета к горизонтали, который вычисляется по формуле:

$$\text{Активный спуск: } \sin \gamma \frac{1}{4} - \frac{D}{W} \frac{T}{W} \frac{1}{L} - \frac{T}{W} \quad (22-9)$$

$$\text{Спуск без двигателя: } \tan \gamma \frac{1}{4} \frac{1}{L} \frac{D}{W} \quad (22-10)$$

Правильные приближения ( ) действительны для низких AOD, у, при условии, что ЦТ не слишком далеко впереди. Передний ЦТ нагружает стабилизирующую поверхность и делает недействительным приближение. В.Многие самолеты, в частности планеры, имеют высокое качество планирования, что делает посадку сложной. Такие самолеты оснащены тормозами или интерцепторами, которые представляют собой панели, отклоняющиеся от поверхности крыла (см.[Рисунок 16-64](#)) и вызывают разделение потока, увеличивая сопротивление и уменьшая подъемную силу. То же самое касается и высокоскоростных струй.

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(22-10) И (22-9)

Получаем уравнение[\(22-9\)](#)Из уравнения[\(22-2\)](#):

$$\frac{D}{4}T + 3\sin y, \sin y \frac{1}{4} \frac{DT}{Bt} - \frac{T}{Bt}$$

Получаем уравнение[\(22-10\)](#)путем деления уравнения[\(22-4\)](#)по уравнению[\(22-5\)](#):

$$\frac{D}{4} \frac{1}{4} \frac{Btsiny}{Btcosy} \frac{1}{4} \text{тангенсу}$$

### 22.3.2 Общая скорость снижения

Скорость снижения высоты самолета указана ниже:

$$Bv^{\frac{1}{4}} \frac{DB^{\infty}}{Bt} \frac{1}{4} \frac{B^{\infty}}{\delta Cl = CdF} \quad (22-11)$$

Вышеуказанное выражение возвращает вертикальную скорость в единицах фут/с или м/с. Обычно пилоты предпочитают единицы измерения в футах в минуту или фут/мин для авиации общего назначения, коммерческой авиации и военных, но м/с для планеров и многих стран, использующих метрическую систему. Чтобы преобразовать уравнение[\(22-11\)](#)в единицах fpm умножить на 60. Это выражение часто представлено со знаком минус, чтобы указать на падение.

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(22-11)

Начните с умножения уравнения[\(22-4\)](#)к  $B^{\infty}$ . Затем перепишите  $B^{\infty} \sin y$  с использованием уравнения[\(22-8\)](#):

$$D^{\frac{1}{4}} Btsiny \text{ и } Bv^{\frac{1}{4}} B^{\infty} \sin y$$

$$) \quad DB^{\infty} = W^{\frac{1}{4}} p 1294 \rho 175 1:688 = 20,000 \frac{1}{4} 19:1 \text{ фут} = c$$

### ПРИМЕР 22-1

Постройте график скорости снижения Learjet 45 на высоте SL, 15 000 футов и 30 000 футов при весе 20 000 фунтов, при условии отсутствия тяги и упрощенной модели сопротивления. Постройте график скорости снижения как функции истинной воздушной скорости в узлах (KTAS).

#### РЕШЕНИЕ:

Пример расчета для образца самолета, планирующего на 175 KCAS (ЛД<sub>макс</sub>) на SL и при 20 000 фунтов (нет тяги).

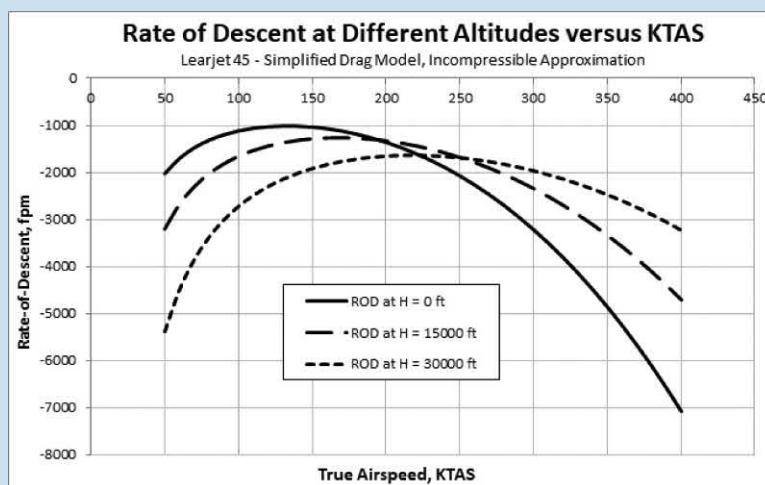
$$\text{ЛД}_{\text{макс}}^{\frac{1}{4}1} = 4 \times C_d^{\frac{1}{4}1} = 4 \times 0.05236 \rho 0.0200 \frac{1}{4} 15:45$$

$$D^{\frac{1}{4}} W = \text{ЛД}_{\text{макс}}^{\frac{1}{4}1} \times 20,000 = 15:45 \times 1294 \text{ фунта}$$

На уровне SL плотность составляет 0,002378 слагов/фут.з. Поэтому:

$$Bv^{\frac{1}{4}} DB^{\infty} = W^{\frac{1}{4}} p 1294 \rho 175 1:688 = 20,000 \frac{1}{4} 19:1 \text{ фут} = c$$

Это составляет 1147 футов в минуту. Скорость снижения для других скоростей полета представлена на графике полет полярный из [Рисунок 22-4](#). [Рисунок 22-5](#) показывает соответствующий угол скольжения и  $D/D$  для самолета в SL. [Рисунок 22-6](#) показывает, как важные летно-технические характеристики, такие как воздушная скорость при минимально необходимой мощности и наилучшее качество планирования, могут быть извлечены из графика скорости снижения.



**РИСУНОК 22-4** Аполет полярный, также известный как СТЕРЖЕНЬ против графика воздушной скорости.

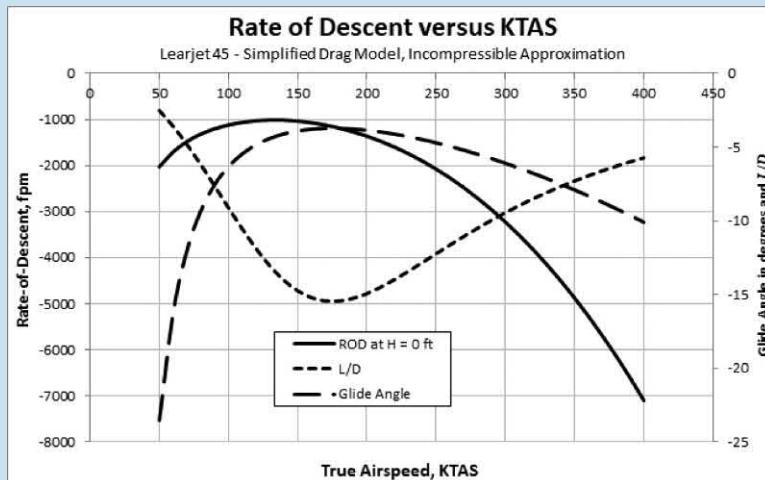


РИСУНОК 22-5 ШТОК, Д/Д и угол скольжения, наложенные на тот же график (на SL).

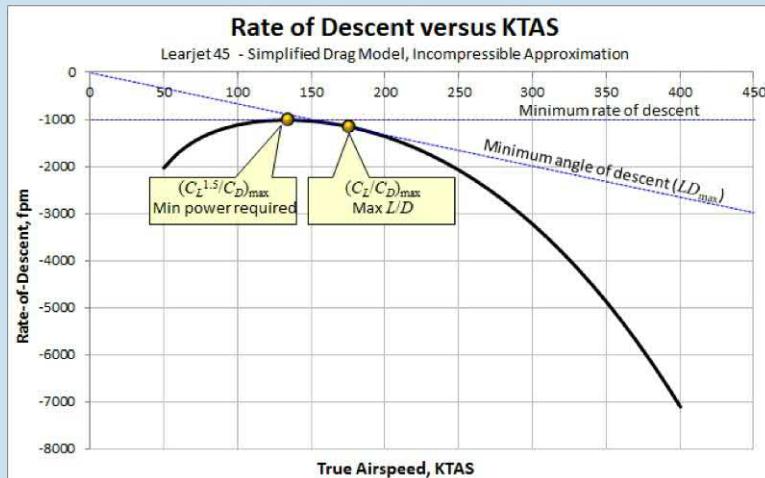


РИСУНОК 22-6 Важные характеристики, извлеченные из поляры полета (на SL).

### 22.3.3 Скорость равновесного скольжения

Равновесная скорость планирования — это воздушная скорость, которую необходимо поддерживать для достижения определенного угла планирования при определенном АОА. Обычно используется для определения воздушной скорости, необходимой для поддержания определенного угла траектории полета, γ.

$$B_{\infty} \frac{2 \cos \gamma}{\rho C_L} \frac{B_T}{C} \quad (22-12)$$

Коэффициент подъемной силы можно определить на основе угла атаки, необходимого для воздушной скорости, используя  $C_L = C_{L0} + C_{La}\alpha$ .

### ПРИМЕР 22-2

Во время летных испытаний пилот опытного самолета хочет поддерживать угол наклона глиссады 3 градуса на уровне  $\alpha=5^\circ$ . Какую скорость полета необходимо поддерживать? Предположим, что испытательная нагрузка на крыло составляет 22,4 фунта./фут<sup>2</sup>, ISA в условиях SL,  $C_{L0}=0,4$  и  $C_{La}=5,5/\text{рад}$ .

**РЕШЕНИЕ:**

Коэффициент подъемной силы:

$$\frac{5\pi}{180^\circ} \cdot \frac{1}{40:4 + 5:5} \cdot 22,4 \cdot 8800$$

## ПРИМЕР 22-2 (продолжение)

Теперь мы можем вычислить воздушную скорость, необходимую для поддержания... поддерживать указанный угол наклона глиссады:

$$B^{\frac{1}{4}} \frac{2\cos y}{\rho C_L} \frac{V_t}{C} \frac{1}{4} = \frac{2\cos 5^\circ}{\rho:002378 \cdot 0:8800} \cdot 0:22:4$$

$\frac{1}{4} \cdot 146$  футов = 386:6 КТАС

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(22-12)

Из уравнения(22-5)мы получаем:

$$\begin{aligned} \frac{1}{2} \rho V_a^2 C_L \frac{1}{4} B t \cos y \\ , B^{\frac{1}{4}} \frac{2\cos y}{\rho C_L} \frac{V_t}{C} \end{aligned}$$

## 22.3.4 Скорость снижения

Скорость снижения — это скорость, с которой снижается самолет. Чаще всего она выражается в футах/мин или м/с. Если коэффициенты подъемной силы и сопротивления могут быть определены для определенного состояния скольжения (например, зная АOA), скорость снижения может быть вычислена из:

Прямая и ровная майка:

$$B^{\frac{1}{4}} \frac{2}{\rho} \frac{V_t}{C} \frac{1}{C_D} \frac{1}{C_D} \frac{2}{\rho} \frac{V_t}{C} \quad (22-13)$$

Вышеуказанное выражение вернет скорость снижения в футах/с или м/с. Для перевода в футы/мин умножьте на 60. Если самолет поворачивает, совершая крен под углом  $\phi$ , то скорость снижения увеличивается и составляет:

Скорость снижения при угле крена  $\phi$ :

$$B^{\frac{1}{4}} \frac{2}{\rho} \frac{V_t}{C} \frac{1}{C_D} \frac{2}{\rho} \frac{V_t}{C} \quad (22-14)$$

## ВЫВОД УРАВНЕНИЙ(22-13) И (22-14)

Заменить уравнение(22-12)в уравнение(22-8)получить:

$$B^{\frac{1}{4}} B^{\frac{1}{4}} \sin y^{\frac{1}{4}} \frac{2\cos y}{\rho C_L} \frac{V_t}{C} \sin y \quad (я)$$

Разделить уравнение(22-4)по уравнению(22-5)получить:

$$\frac{B t \sin y}{B t \cos y} \frac{1}{4} \frac{D}{L} , \sin y^{\frac{1}{4}} \frac{D}{L} \cos y^{\frac{1}{4}} \frac{C_D \cos y}{C_L} \quad (ii)$$

Заменить уравнение(ii)в уравнение(я)получить:

$$\begin{aligned} B^{\frac{1}{4}} \frac{2\cos y}{\rho C_L} \frac{V_t}{C} \sin y^{\frac{1}{4}} \frac{2\cos y}{\rho C_L} \frac{V_t}{C} \frac{C_D \cos y}{C_L} \\ \frac{1}{4} \frac{2}{\rho} \frac{V_t}{C} \frac{\text{потому что}}{C_D = C_2 D} \end{aligned}$$

Если предположить  $\cos y 1$ , то получим уравнение(22-13).

Чтобы получить уравнение(22-14)мы ссылаемся на Рисунок 20-16и увидеть, что  $B^{\frac{1}{4}} L \cos \phi \frac{1}{4} q S C_L \cos \phi$ . Когда уровень ( $\phi 40^\circ$ )то же самое отношение  $B^{\frac{1}{4}} L \frac{1}{4} q S C_L$ . Это показывает, что подъемная сила зависит от продукта  $C_L \cos \phi$ . Поэтому точнее заменить коэффициент подъемной силы в приведенной выше формуле на произведение.

22.3.5 Скорость полета при минимальной скорости снижения,  $V_{BA}$ 

Как и скорость набора высоты, скорость снижения зависит от скорости полета. Она также имеет минимальное значение, которое представляет интерес для оператора транспортного средства. Это связано с тем, что кинетическая энергия вертикальной скорости также имеет минимум, который может повлиять на выживаемость при безмоторном планировании (поскольку энергия удара является функцией квадрата скорости). Если применяется упрощенная модель сопротивления, минимальная скорость погружения определяется по формуле

$$V_{BA} = \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{V_t}{C} \frac{K}{3C_{D_{min}}}} \quad (22-15)$$

Обратите внимание, что это справедливо только для воздушных масс, которые не поднимаются и не опускаются.

## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(22-15)

Проверка уравнения(22-13)показывает, что когда  $C_L / C_D$  максимальный,  $V_B$  минимальна. Скорость полета, при которой это происходит, уже была получена как Уравнение (20-45).

## 22.3.6 Минимальный угол снижения

Этот угол определяет максимальную дальность планирования с заданной высоты и имеет большое значение как для планеристов, так и для пилотов самолетов с двигателем.

$$\frac{1}{L D_{max}} \frac{1}{4} \frac{\pi \phi}{4 K C_{D_{min}}} \quad (22-16)$$

Обратите внимание, что модель сопротивления дает  $U_{min}$  зависящая от высоты.

### ПРИМЕР 22-3

Определите минимальный угол снижения для самолета Learjet 45, летящего на высоте SL при весе 20 000 фунтов.ф.

**РЕШЕНИЕ:**

$$\text{тангенс} \frac{1}{4} \frac{\text{пфф}}{\text{ЛДмакс}} \dots \frac{1}{4} \frac{\text{пфф}}{4\text{кСдмин}} \dots \frac{1}{4} \frac{\text{пфф}}{400:05236} \dots 0:0200 \dots \\ \frac{1}{4} 0:06472 \text{ рад}$$

Это составляет 3,7°.

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(22-16)

Уравнение (20-33) дает максимальное отношение подъемной силы к лобовому сопротивлению для упрощенной модели сопротивления (повторяется ниже для удобства) и подставляется в уравнение(22-10):

$$\text{ЛДмакс} \frac{1}{4} \frac{\text{пфф}}{\text{4кСдмин}} \dots \frac{1}{4}$$

#### 22.3.7 Лучшая скорость планирования, $V_{bg}$

Лучшая скорость планирования — это скорость, при которой самолет достигает максимальной дальности планирования. Это считается вопросом выживания для пассажиров самолета, как следует из его включения в 14 CFR§23.1587(c)(6), Информация о производительности. Часть обучения пилотов требует помнить эту воздушную скорость на случай отказа двигателя. Ее можно рассчитать с помощью уравнения(22-17) ниже:

$$V_{bg} \frac{1}{4} \frac{T_2}{\rho} \frac{Bt}{C} \frac{K}{C_{dmin}} \quad (22-17)$$

Обратите внимание, что это выражение справедливо только для воздушной массы, которая не поднимается и не опускается.

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(22-17)

Используя уравнение(22-12)и предположение, что в наилучший угол скольжения  $\cos y = 1$ , получаем:

$$B^{\infty} \frac{2 \cos y}{\rho C_L} \frac{Bt}{C} ) B^{\infty} \frac{1}{4} \frac{2}{\rho C_L} \frac{Bt}{C}$$

Это было продемонстрировано при выводе для Эквации (22-12). ЧТО В  $\text{ЛДмакс}$  коэффициент подъемной силы:  $C_L \frac{1}{4} C_d = k_{\min}$  Подстановка его в приведенное выше выражение и манипуляции приводят к следующему:

$$B^{\infty} \frac{1}{4} \frac{2}{\rho C_L} \frac{Bt}{C} \frac{\frac{2}{T_2} \frac{Bt}{C}}{\frac{1}{4} \frac{2}{\rho C_L} \frac{Bt}{C} \frac{K}{C_{dmin}}} \frac{\phi \dots}{K}$$

### ПРИМЕР 22-4

Определите воздушную скорость минимального угла снижения для самолета Learjet 45, летящего на высоте 30 000 футов и SL при весе 20 000 фунтов.ф.

**РЕШЕНИЕ:**

На высоте 30 000 футов плотность составляет 0,0008897 слагов/фут.

3. Поэтому:

$$\frac{V_{bg} \frac{1}{4} \frac{T_2}{\rho} \frac{Bt}{C} \frac{K}{C_{dmin}}}{\frac{1}{4} \frac{2}{0:0008897} \frac{20,000}{311:6} \frac{0:05236}{0:0200}} \\ \frac{1}{4} 483:2 \text{ фут} = c \delta \quad 286 \text{ КТАСР}$$

На уровне SL плотность составляет 0,002378 слагов/фут.з. Поэтому:

$$\frac{V_{bg} \frac{1}{4} \frac{T_2}{\rho} \frac{Bt}{C} \frac{K}{C_{dmin}}}{\frac{1}{4} \frac{2}{0:002378} \frac{20,000}{311:6} \frac{0:05236}{0:0200}} \\ \frac{1}{4} 295:5 \text{ фут} = c \delta \quad 175 \text{ КТАСР}$$

В обоих случаях это составляет 175 KCAS (без учета сжимаемости).[8] утверждает, что наилучшая скорость планирования для Learjet 45 составляет 160 KCAS.

#### 22.3.8 Расстояние скольжения

Для самолета с двигателем знание того, как далеко он может планировать в случае чрезвычайной ситуации, является вопросом выживаемости. Такая информация необходима для эксплуатации самолетов GA согласно 14 CFR§ 23.1587(g)(10), Информация о производительности, и должны быть определены §23.71, Планирование: Одномоторные самолеты (см. ниже) и представляется оператору самолета. Обычно это делается в форме графика глиссады, который наглядно показывает, как далеко самолет будет планировать на каждые 1000 футов потери высоты.

#### §23.71 Планирование: одномоторные самолеты.

Максимальное горизонтальное расстояние, пройденное в неподвижном воздухе, в морских милях на 1000 футов высоты, потерянной при планировании, и скорость, необходимая для его достижения, должны определяться при неработающем двигателе, винте в положении минимального сопротивления и шасси и закрылках в наиболее выгодном из возможных положений.

На этапе проектирования это расстояние можно рассчитать с помощью следующего выражения (которое показано

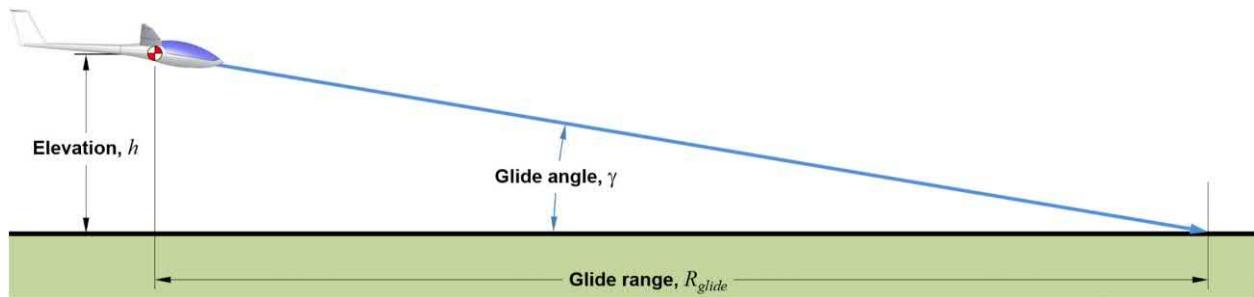


РИСУНОК 22-7 Расстояние, пройденное во время скольжения, можно оценить с помощью  $\Delta/D$ -соотношения.

схематически вРисунок 22-7). Обратите внимание, что это выражение справедливо только для воздушной массы, которая не поднимается и не опускается:

$$\frac{R_{\text{скольжения}}}{D} = \frac{1}{4} \frac{\text{час}}{\text{мин}} \frac{C_L}{C_D} \quad (22-18)$$

### ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(22-18)

Во-первых, обратите внимание на следующее соотношение между скоростью и расстоянием:

$$\frac{B_v}{V_\infty} \frac{1/4 \frac{\text{час}}{\text{мин}}}{R_{\text{скольжения}}} = \frac{1/4 \frac{\text{час}}{\text{мин}}}{R_{\text{скольжения}}}$$

Предполагая, что  $\gamma$  мало, можно сказать, что  $V_\infty = B_v \cos \gamma$ . Там- поэтому, используя уравнение(22-11)мы получаем:

$$B_v^{1/4} \frac{D B_\infty}{B_T} = \frac{B_v}{B_\infty} \frac{1/4 \frac{\text{час}}{\text{мин}}}{R_{\text{скольжения}}} \frac{D}{B_T}$$

Используя уравнение(22-3)и предположение, что для малых углов  $\cos \gamma \approx 1$ , получаем:

$$\begin{aligned} \frac{1/4 B v \cos \theta}{L} &= \frac{1/4 \frac{\text{час}}{\text{мин}} \frac{D}{B_T}}{L = \cos \theta} \\ &= \frac{1/4 \frac{\text{час}}{\text{мин}} \frac{D}{L}}{\cos \theta} \end{aligned}$$

### ПРИМЕР 22-5

Определите максимальную дальность планирования для самолета Learjet 45, летящего на высоте 30 000 футов.

#### РЕШЕНИЕ:

Используя максимум  $L/D$  вычисляем в примере 22-1, получаем ( $L/D_{\max} = 15.45$ ):

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{4} 30,000 \cdot 15.45 \cdot \frac{\text{мин}}{\text{час}}$$

463 500 футов      076:3 нмр

Руководство по летной эксплуатации самолета Learjet Ref.[8] утверждает, что в аварийной ситуации, когда оба двигателя выходят из строя, дальность планирования в спокойном воздухе (в крейсерской конфигурации) составляет

приблизительно 2 нм на 1000 футов. Это соответствует 60 нм от 30 000 футов. Часть расхождения между бухгалтерскими значениями и приведенным выше анализом вызвана повышенным сопротивлением из-за неработающих двигателей, которые в этой ситуации создают сопротивление, а не чистую тягу. Значение из Ref.[8] подразумевает  $L/D_{\max} = 15.45$ . Использование Уравнение (16-185), это означает  $C_D = 0.0322$ . Если это так, то двигатели, скорее всего, добавляют 122 единицы сопротивления к общему количеству, плюс минус.

## 22.4 ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЛАНИРОВАНИЯ ПЛАНЕРА

Полеты на планерах и планерах остаются популярным временемпрепровождением для многих людей. Планирование — старейшая форма полета на аппаратах тяжелее воздуха, восходящая к временам Отто Лилиенталя (1848–1896), который был пионером этого вида спорта. Для многих отсутствие мощности обеспечивает непревзойденную простоту и чистоту, которые позволяют летчику почувствовать, что значит летать как птицы. Однако кажущаяся простота — это завеса, скрывающая аэродинамическую сложность, намного превосходящую большинство самолетов GA. Любой авиаконструктор, размышляющий об эффективной конструкции самолета, должен изучить планеры. В этом разделе представлены несколько важных элементов характеристик планирования. Он в значительной степени основан на таких источниках, как Reichmann[9], Уэлч и Ирвинг[10], Томас[11], Стюарт[12], Паджно[13], и Скалл[14].

### 22.4.1 Основы планера

Рисунок 22-8 показывает типичный современный планер во время приземления. Ни один самолет не создает меньшего сопротивления, чем планеры; их эффективность является чудом современной инженерии. Типичный планер перевозит одного-двух человек, с общим весом 800–1800 фунтов (360–815 кг), размах крыльев 35–61 фут (10–18 м), удлинение крыла 10–15, и нагрузка на крыло от 5 до 12 фунтов/фут<sup>2</sup> (24–59 кг/м<sup>2</sup>). Сегодня серьезные планеры изготавливаются только с использованием композитных материалов, которые обеспечивают максимально гладкие аэродинамические поверхности.



**ФИГУРА 22-8А** Ролладен-Планер Schneider LS-4 приземляется с использованием стандартной техники «хвост вперед». Обратите внимание на развернутые спойлеры на верхней поверхности крыла. Гладкость планеров сделала бы их очень трудными для посадки, если бы не спойлеры, которые позволяют временно увеличить сопротивление во время захода на посадку, позволяя использовать стандартные углы захода на посадку. Фото Фила Радемахера.

Современный планер имеет фюзеляж типа «головастик», передняя часть которого имеет форму, обеспечивающую поддержание естественного ламинарного пограничного слоя (NLF), а также суженную хвостовую балку для минимизации смоченной области, подверженной турбулентному пограничному слою.<sup>[15]</sup> Фюзеляж имеет форму, минимизирующую лобовую площадь, требующую от пилота сидеть в наклонном положении. Более эффективные планеры используют цельный фонарь, чтобы поддерживать NLF как можно дальше назад. Многие планеры имеют крыло в стиле Шумана и многогранный двугранный угол для уменьшения сопротивления, вызванного подъемной силой (см. [Разделы 9.4.8](#), Изогнутые формы планера<sup>[10.5.10]</sup>). Многогранное крыло (наконечник). Крыло и хвостовое оперение NLF, оснащенные аэродинамическими профилями NLF, обеспечивают низкое лобовое сопротивление.

## (1) Классы планеров

Определение миссии планеров зависит от таких факторов, как то, как и где он будет использоваться. Предназначен ли он для обучения, соревнований, высшего пилотажа и т. д.? Разработан ли он для работы в термических потоках или горных волнах? Конструкция планера также зависит от «класса», для которого он предназначен, как определено Fédération Aéronautique Internationale (FAI — Всемирная федерация воздушного спорта) и указано в [Таблица 22-3](#).

## (2) Эксплуатация планеров

Планеры требуют правильных методов пилотирования. Пилоты должны знать, как расположить планер «на буксире», как развить «чувство» при поиске подъемной силы, как извлечь максимальную пользу из термических потоков и как лучше всего управлять заходом на посадку и посадкой, не оставляя места для ошибок<sup>[10]</sup>. Конструктор планера должен учитывать эргономику кабины, а также другие факторы (производительность, устойчивость, транспортировка, обслуживание и т. д.).

Хорошие планеры предлагают большую  $\Delta_{\text{макс}}$ , в идеале, достижимый на относительно высокой скорости полета. Удивительно низкая скорость снижения позволяет им оставаться в воздухе в течение длительного времени, потому что даже анемичная атмосферная конвекция поднимается быстрее, чем скорость их снижения. Пилоты планеров используют преимущества четырех видов конвекции (или подъем); термики, подъем хребта,

**ТАБЛИЦА 22-3** Классы планеров для соревнований по определению FAI.

Имя класса	Описание
Открытый класс	Ограничений нет. Максимальная масса 850 кг (1875 фунтов). <sup>[4]</sup>
Стандартный класс	Максимальный размах крыла 15 м (49,2 фута), устройства изменения кривизны крыла отсутствуют, максимальная масса 525 кг (1159 фунтов). <sup>[4]</sup>
15-метровый класс	Максимальный размах крыла 15 м (49,2 фута), разрешены устройства изменения кривизны крыла, максимальная масса 525 кг (1159 фунтов). <sup>[4]</sup>
18-метровый класс	Максимальный размах крыльев 18 м (59,1 фута), максимальная масса 600 кг (1325 фунтов). <sup>[4]</sup>
20-метровый двухместный Сорт	Максимальный размах крыльев 20 м (65,6 фута), максимальная масса 750 кг (1656 фунтов). <sup>[4]</sup>
Мирового класса	Ограниченный класс для недорогого класса планеров (см. планер PW-5)
Клубный класс	Для более старых и маленьких планеров. Система гандикапов используется для выравнивания игрового поля.

стоящие горные волны, и подъемная сила конвергенции. Термик — это столб поднимающегося воздуха, создаваемый нагреванием земли. Малы могут достигать высоты до 18 000 футов, хотя 5000–6000 футов встречается чаще. Термики часто можно определить по кучевым облакам, которые находятся на их вершине. Подъем хребта происходит из-за того, что ветер нагнетается над наземными объектами, такими как скалы, горы и хребты. Подъем волны является следствием колебательного движения воздуха (атмосферные гравитационные волны). Конвергентный подъем происходит, когда сталкиваются две массы воздуха, например, морской бриз и внутренняя воздушная масса. Кроме того, динамичный парящий может быть использован при условии преобладания определенных атмосферных условий (сдвиг ветра). Обычно выполняется с использованием специализированных радиоуправляемых планеров. Используется многими видами морских птиц для перемещения на большие расстояния; наиболее известным из них является альбатрос.

Текущий рекорд высоты полета на планере составляет 76 000 футов (23 165 м), он был установлен 3 сентября 2018 года на специально разработанном планере Airbus Perlan Mission II.<sup>[16]</sup> Текущий рекорд дальности составляет около

1214 морских миль (2248 км), установленная Клаусом Ольманом 2 декабря 2003 года на планере открытого класса Schempp-Hirth Nimbus.[\[17\]](#).

(3) Аэродинамические профили планеров

Современный планер использует аэродинамические профили NLF, которые поддерживают ламинарный пограничный слой до 75% хорды на верхней поверхности и 95% хорды на нижней. Многие планеры оснащены «круизными» закрылками, механизмом, который позволяет обычным закрылкам подниматься на несколько градусов, Trailing Edge Up (TEU), выше нейтрального отклонения. Это смещает полярность сопротивления в сторону более низкого  $C_L$ . Таким образом,  $L/D_{\max}$  достигимо на более высокой скорости полета, что полезно в соревнованиях на дальние расстояния. Типичный одностенный NLF тянет полярный и/д-график аэродинамического профиля современного планера показан на Рисунок 22-9. Нетрадиционная формал/дкривая очевидна.

(4) Важность минимизации сопротивления

Рисунок 22-10 иллюстрирует важность NLF на гипотетическом планере. Форма поляры сопротивления и  $L/D$ -кривая является классической для всех профилей NLF, которые имеют отчетливую двухстенную лопасть сопротивления, включая форму с двумя пиками  $L/D$ -кривая (например, большинство NACA 65- и 66-серии аэродинамических профилей). Рисунок показывает, что уменьшение  $C_D$  минимум на 30 раз увеличивается количество перетаскиваний (от 0,013 до 0,010)  $L/D_{\max}$  на 4,2 и смещает свое местоположение на более низкое  $C_L$ . Таким образом,  $L/D_{\max}$  реализуется на более высокой скорости полета; что-то очень полезное для планера (и самолета с двигателем). Обратите внимание, что наличие крыльевого лобового сопротивления (и, таким образом, двухвершинного

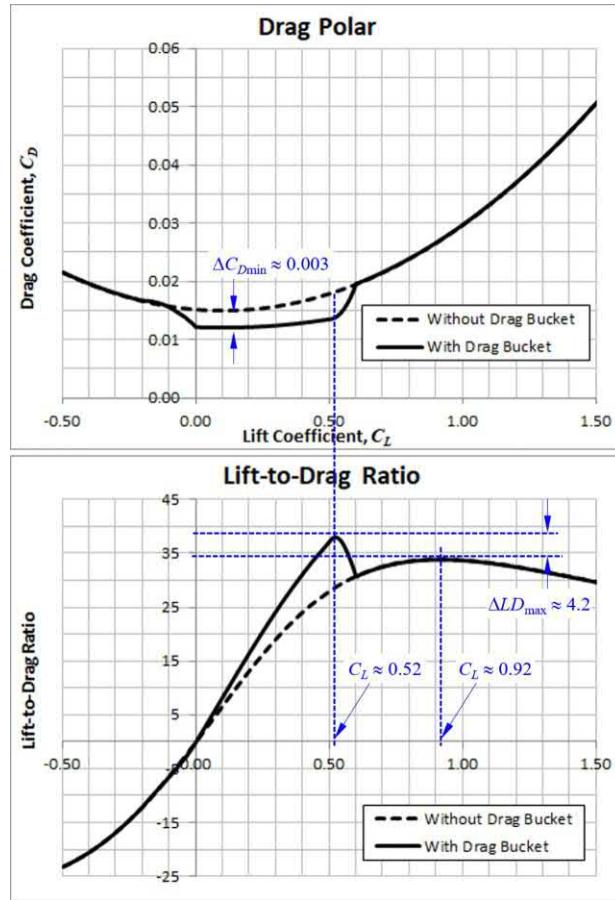


РИСУНОК 22-10 Пример преимущества достижения NLF на гипотетический планер.

$L/D$ -кривая реальных планеров часто маскируется сопротивлением, создаваемым остальной частью самолета.

Рассмотрим планеры А и В, которые идентичны, за исключением того, что у А не возникает ламинарного сопротивления, а у В возникает. Предположим, что нагрузка на крыло составляет 10 фунтов/фут<sup>2</sup> и характеристики скольжения, представленные в Рисунок 22-10. Рассмотрим сценарий, в котором планеры буксируются на высоту 1500 футов над уровнем земли в спокойный солнечный день и направляются к термическому потоку на расстоянии около 4 морских миль. Каковы высота и время их прибытия? Используя методы производительности Раздел 20.3, отмечая, что сохранение  $V_{L/D_{\max}}$  минимизирует потерю высоты, мы можем показать, что Планер А достигает своей цели  $L/D_{\max}$  на 58 KTAS и В на 77 KTAS. Планеру А потребуется около 4m09s, чтобы пролететь 4-nm, в течение которых он потеряет 719 футов высоты. Планер В покрывает это расстояние за 3m07s и теряет 640 футов (см. Рисунок 22-11). Да, это упрощение, но оно помогает объяснить важность минимизации сопротивления при проектировании планера.

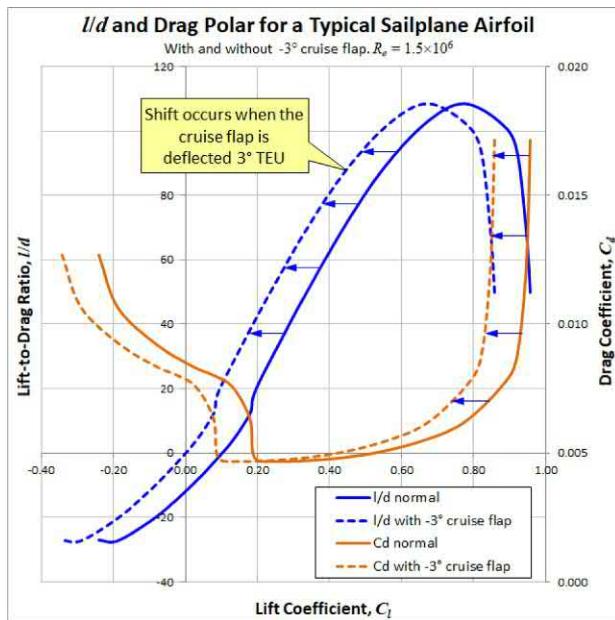
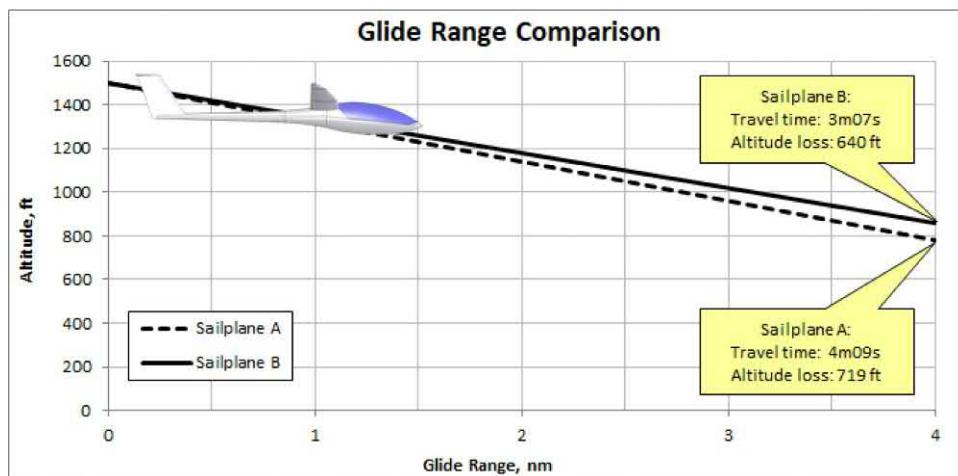


РИСУНОК 22-9 Характеристики подъемной силы и сопротивления типичного профиля современного планера. График основан на экспериментальных данных из исследования LMM Boermans по аэродинамике планера в Делфтском техническом университете — последние и современные разработки, представленного Нидерландской ассоциации авиационных инженеров (NVvL) в 2006 году.

#### 22.4.2 Характеристики планирования планера

Стандартная эксплуатация планеров во многом зависит от наличия восходящих и нисходящих потоков воздуха, а также



**РИСУНОК 22-11** Диапазон планирования для двух одинаковых планеров. Планер А не развивает NLF, а планер В развивает.

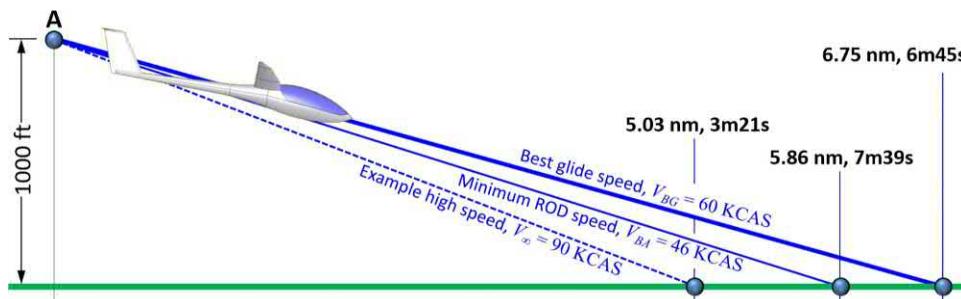
как встречный и попутный ветер. Таким образом, эти эффекты конвекции должны учитываться в их производительности. Чтобы помочь объяснить основы производительности скольжения, давайте используем гипотетический планер, называемый Лавовая Чайка, для дальнейшего обсуждения, которое последует в оставшейся части главы. Чтобы все было управляемо, используется упрощенная квадратичная модель сопротивления, заданная как  $C_d = 0,010 + 0,01498 \frac{V^2}{C}$ . Также обратите внимание на формат времени, в котором 6,25 мин записывается как 6м15с.

#### (1) Дальность планирования и выносливость планирования

Дальность скольжения это горизонтальное расстояние, которое планирующий самолет покрывает между двумя определенными высотами. Максимальная дальность полета в неподвижном воздухе достигается путем поддержания наилучшая скорость полета, обозначается как  $V_{B\infty}$ . Выносливость скольжения время, которое требуется планирующему самолету для снижения между двумя высотами. Максимальная выносливость в неподвижном воздухе достигается при поддержании скорости полета для минимальной скорости снижения, обозначаемой как  $V_{B\min}$ . Это схематически показано на Рисунок 22-12 (и Рисунок 22-7).

#### (2) Резюме математических соотношений для характеристик планирования в спокойном воздухе

Следующие выражения получены в полученном в разделе 22.3, Методы анализа общего происхождения повторяются здесь для удобства. Все предполагают чистое безмоторное скольжение в неподвижном воздухе и упрощенную модель сопротивления.



**РИСУНОК 22-12** Иллюстрация влияния скорости полета на неподвижный воздух дальность и продолжительность полета Lava-Gull с высоты 1000 футов. В неподвижном воздухе всегда дает самый большой диапазон и самое продолжительное время в воздухе.

$$\text{Угол спуска: } \tan^{-1} \frac{1}{L} = \frac{D}{V_t} \quad (22-10)$$

$$\text{Скорость снижения: } V_B = \frac{D}{C_d} \frac{V_t}{\rho} \quad (22-11)$$

$$\text{Скорость снижения: } V_B = \frac{C_d}{C_{3=2}} \frac{2}{\rho} \frac{V_t}{C} \quad (22-13)$$

$$\text{Скорость снижения при крене на } \phi: V_B = \frac{C_d}{C_{3=2}} \frac{2}{\rho} \frac{V_t}{C} \quad (22-14)$$

$$\text{Скорость равновесного скольжения: } V_{B\infty} = \frac{2 \cos \theta}{C_d} \frac{V_t}{\rho C_L} \quad (22-12)$$

Скорость полета при минимальной скорости снижения:

$$V_{B\min} = \frac{T_2}{\rho} \frac{V_t}{C} \frac{K}{3C_{d\min}} \quad (22-15)$$

Минимальный угол снижения:

$$\tan^{-1} \frac{1}{4K C_{d\min}^{1/4}} \quad (22-16)$$

Лучшая скорость скольжения в неподвижном воздухе:

$$\frac{V_{B,G}}{V_{D,\max}} = \frac{1}{4} \frac{\text{Вт}}{\rho} \frac{C}{C_D} \frac{1}{\min} \quad (22-17)$$

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{4} \frac{\text{час}}{C_D} \quad (22-18)$$

Для объяснения переменных обратитесь к соответствующему номеру уравнения.

### 22.4.3 Скорость Полярная

(1) Базовая скорость Polar — оптимальное скольжение в неподвижном воздухе

Характеристики планирования планера определяются с помощью скорость полярная (также называется полет полярный); диаграмма, которая показывает скорость снижения (ROD) как функция скорости полета. Это получается путем построения уравнения(22-11)(со знаком минус) против скорости полета. Обратите внимание, что последующую презентацию следует рассматривать только как базовую и вводную.

Основная полярная скорость Рисунок 22-13 показывает характеристики скольжения в неподвижном воздухе, при отсутствии подъемной силы или снижения. Отрицательное значение ROD означает, что планер теряет высоту. Положительное значение ROD означает, что планер набирает высоту (поднимается). Указываются три важных параметра: скорость сваливания,  $V_S$ , воздушные скорости минимальные ROD,  $V_{B,A}$ , и минимальный угол скольжения,  $V_{B,G}$ . Это показывает, что Lava-Gull достигает минимума СТЕРЖЕНЬ 131 fpm в  $V_{B,A} = 46$  KCAS ( $V_{B,A}$ ) и  $L/D_{\max} = 40,9$  в  $V_{B,G} = 60$  KCAS. СТЕРЖЕНЬ в  $V_{B,G}$  составляет 149 кадров в минуту. Поддержание  $V_{B,A}$  обеспечивает самое длительное время полета (выносливость) и  $V_{B,G}$  дает наибольшее расстояние полета ( дальность). Это оптимальные значения только в безветренных и безтермических условиях.

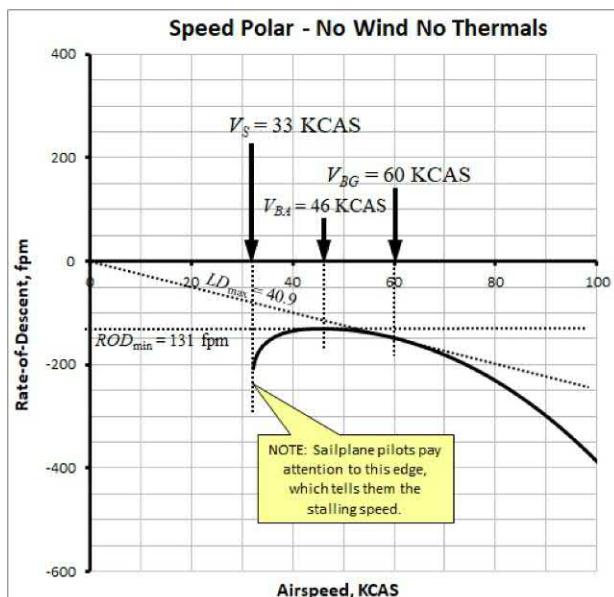


РИСУНОК 22-13 Базовая скоростная поляра для Lava-Gull на SL.

В мире пилотирования планеров скорость сваливания ( $V_S$ ) всегда указывается там, где полярность скорости заканчивается с левой стороны (см. Рисунок 22-13). Обратите внимание, что показанная скорость сваливания приводит к нереалистично высокому СЛ<sub>макс</sub>, факт, который мы удобно проигнорируем, поскольку Лавовая Чайка предназначен исключительно для объяснения концепций.

### (2) Speed Polar с переменной нагрузкой на крыло

Полярная скорость для планера часто готовится с учетом одного или двух конкретных и часто используемых грузов. Если планер загружен более высоким весом, например, из-за добавления второго пассажира или водяного балласта, полярная скорость смещается в сторону более высокой воздушной скорости по сравнению с более легким весом (см. Рисунок 22-14). Общее правило заключается в том, что никаких изменений  $L/D_{\max}$ , только скорость воздуха, при которой это происходит. Как и следовало ожидать, величина СТЕРЖЕНЬ<sub>мин</sub> увеличивается, как и скорость воздуха, при которой это происходит. На рисунке показано, что это похоже на скольжение поляры вдоль наклонной линии, хотя она также «расширяется», как показано.

Никаких изменений в величине нет  $L/D_{\max}$  весом, но для Lava-Gull скорость полета, где она достигается, увеличивается с 60 до 69 тыс. км/ч при увеличении веса на 30%. Однако, СТЕРЖЕНЬ<sub>мин</sub> увеличивается со 131 до 149 футов в минуту, а его воздушная скорость — с 46 до 52 тыс. фут/мин.

### (3) Оптимальное скольжение в нисходящем воздухе

Если планер входит в столб воздуха, опускаясь с некоторой средней скоростью, скажем, 200 футов в минуту, это похоже на смещение поляры скорости вниз, как показано на левом графике Рисунок 22-15. Это не влияет  $V_{B,A}$ . Однако,  $V_{B,G}$  смешен на более высокую скорость полета, здесь, с 60 до 77 KCAS. Как указано

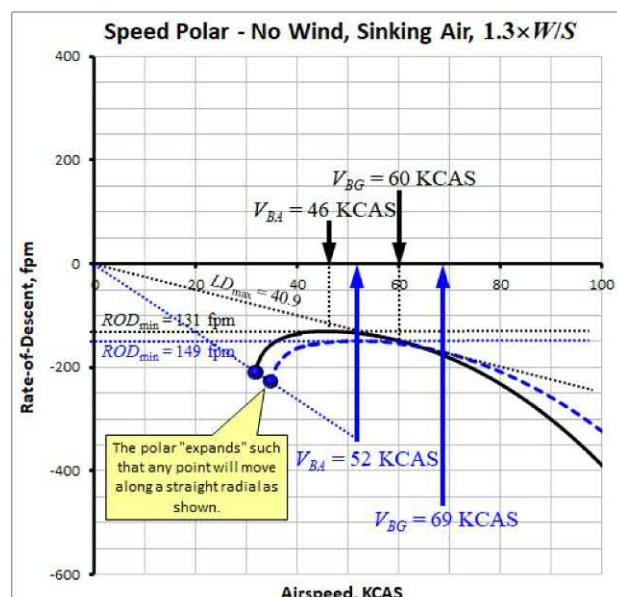


РИСУНОК 22-14 Сплошная кривая показывает базовую поляру скорости для Lava-Gull на SL. Пунктирная показывает ее на 30% больше общего веса.

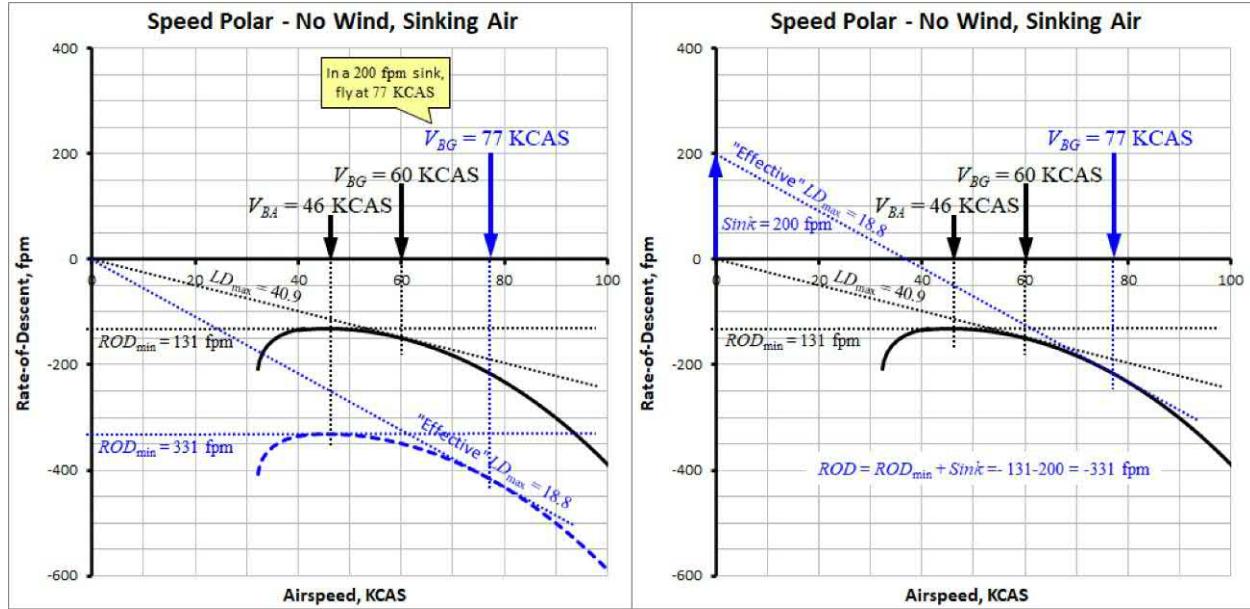


РИСУНОК 22-15 Полярная скорость для Lava-Gull, предполагая, что она входит в столб воздуха, опускаясь со скоростью 200 футов в минуту (1 м/с). Оба графика отображают одну и ту же информацию. Сместив начало вертикальной оси на правом графике вверх на 200 футов в минуту, получим тот же ответ, что и на левом графике.

прежде, при отсутствии подъема или опускания, нормальный СТЕРЖЕНЬ этих двух скоростях полета составляет 131 фут/мин (при  $V_{BA}$ ) и 148 кадров в минуту (при  $V_{BG}$ ), соответственно. эффективный  $L/D_{max}$  (определяется здесь как  $V_{BAC}/V_B$ ) уменьшается с 40,9 до 18,8. Неважно, смешана ли полярность вниз или начало координат смешено вверх, как показано на правом графике Рисунок 22-15. Таким образом, правый график представляет собой умный метод определения лучшей воздушной скорости для полета с использованием поляры, созданной только для стандартных условий. Это будет обсуждаться более подробно позже.

Чтобы понять, почему увеличение скорости полета полезно, предположим, что планер (в условиях SL, поэтому мы можем ссылаться на KCAS, а не на KTAS) скользит через центр колонны равномерно опускающегося воздуха, диаметр которой составляет 1 нм, а средняя скорость — 200 футов в минуту. При 60KCAS планеру требуется 1 мин, чтобы пролететь через колонну, в течение которой он снижается на  $131+200/331$  фут/мин и, таким образом, теряет 331 фут высоты. На 77KCAS планер снижается на  $148+200/348$  фт/мин и тратит 47 секунд, чтобы пролететь через него. Таким образом, он теряет  $(47/60) 348/273$  фута: Меньше потери высоты при полете на более высокой скорости.

Рисунок 22-16 показывает, как нисходящий поток воздуха влияет на скольжение с другой точки зрения; представляя это как  $D/D$  против скорости воздуха. Пик  $D/D$  уменьшается и переключается на более высокую воздушную скорость.

#### (4) Оптимальное скольжение в восходящем воздухе

Если планер входит в столб воздуха, поднимающийся со скоростью, скажем, 200 футов в минуту, это соответствует смещению поляры скорости вверх на эту величину, как показано на Рисунок 22-17. Опять же, это не оказывает никакого влияния на  $V_{BA}$ , который теперь аналогичен  $V_B$

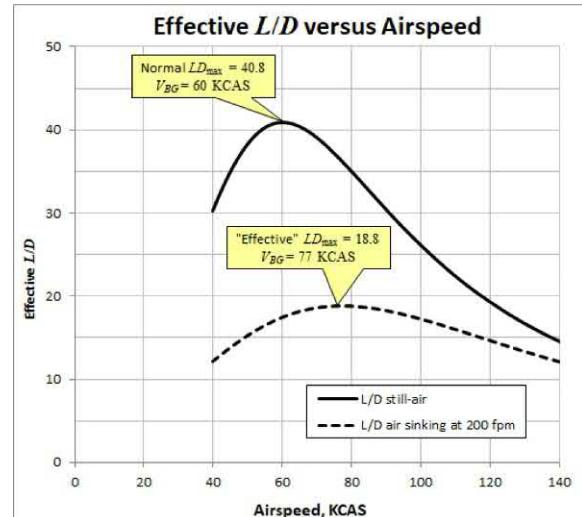


РИСУНОК 22-16 Стандартный и «эффективный»  $L/D$  кривые для Лава-Чайка в SL.

(лучшая скорость набора высоты) для самолетов с двигателем. Аналогично,  $V_{BG}$  становится лучший угол подъема воздушная скорость (обозначается как  $V_B$  для самолетов с двигателем).

#### (5) Оптимальное планирование при встречном или попутном ветре

Рассмотрим планирующий самолет Lava-Gull при встречном ветре (или попутном ветре) в 10 узлов с постоянной калиброванной скоростью полета 60KCAS. По отношению к земле скорость планирования будет на 10 узлов медленнее (или быстрее). Таким образом, наилучшая скорость планирования 60KCAS ( $V_{BG}$ ) на самом деле соответствует 50 (или 70) KGS (скорость относительно земли в узлах). При 60KCAS, в то время как СТЕРЖЕНЬ постоянна и составляет 148 футов в минуту, диапазон планирования будет значительно меняться

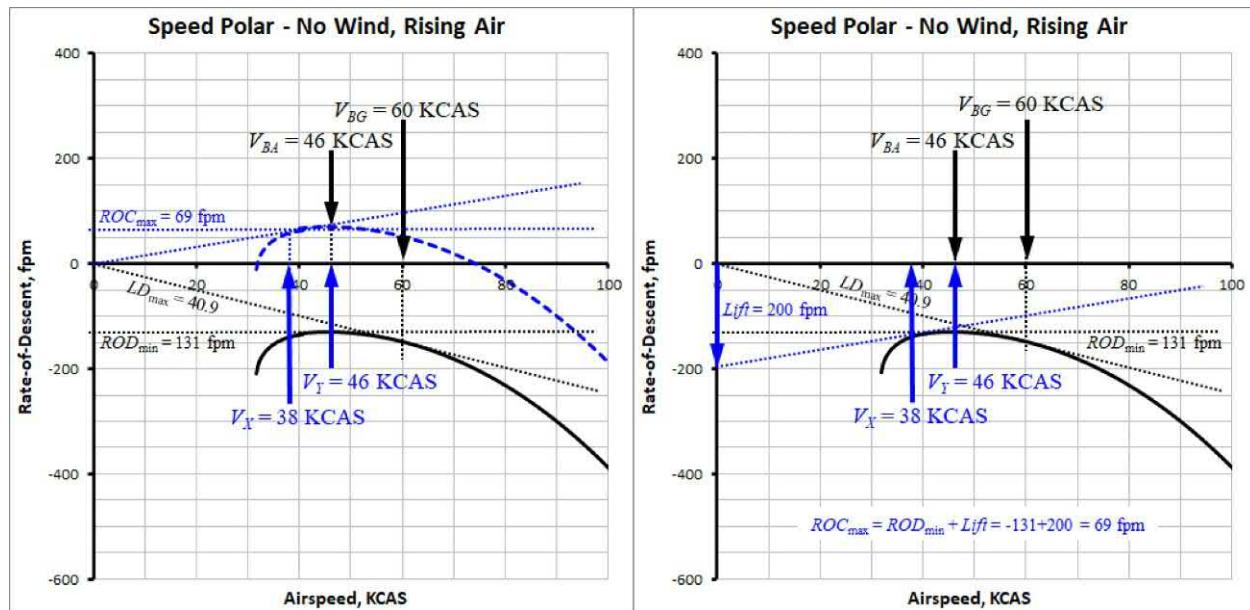
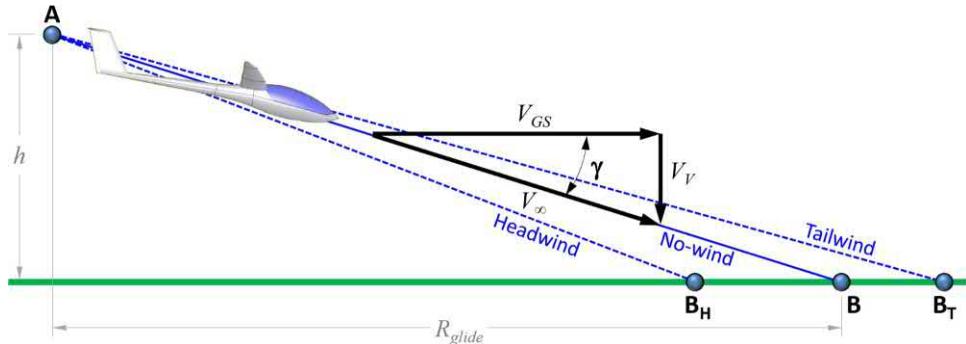


РИСУНОК 22-17 Полярная скорость для Lava-Gull, предполагая, что она входит в подъем 200фпм (2узла или 1м/с). Оба графика отображают одну и ту же информацию. Сместив начало вертикальной оси на правом графике вниз на 200фпм, получим тот же ответ, что и на левом графике.

РИСУНОК 22-18 Простая схема, показывающая влияние встречного или попутного ветра на дальность планирования, предполагая, что пилот поддерживает одну и ту же индикаторную (или калибровочную) воздушную скорость во всех трех случаях.



(видеть Рисунок 22-18). То же самое относится к углу скольжения  $\gamma$  относительно земли, который можно определить следующим образом:

При попутном ветре в 10 узлов:

$$\begin{aligned} \gamma_{\text{загар}} - \gamma_{\delta 148} &= 60^\circ - 60^\circ = 0^\circ \\ 70 \Delta\gamma &= 0^\circ \end{aligned}$$

Условия безветра:

$$\gamma_{\text{загар}} - \gamma_{\delta 148} = 60^\circ - 60^\circ = 0^\circ$$

При встречном ветре в 10 узлов:

$$\begin{aligned} \gamma_{\text{загар}} - \gamma_{\delta 148} &= 60^\circ - 60^\circ = 0^\circ \\ \Delta\gamma &= +0.27^\circ \end{aligned}$$

Где  $\Delta\gamma$  — разница между углом скольжения в штилевой и ветреной погоде. Если планер начинает скольжение на высоте 1000 футов над землей, он приземлится через  $1000/148 \times 645$  с во всех трех случаях. Однако дальность при встречном ветре составит примерно (50нм/60мин)

(6.75мин) $\sqrt{5.63 \text{ нм}}$  (БЧас), 6,76 нм (В) в неподвижном воздухе и 7,88 нм (В1) при попутном ветре.

Возникает вопрос: существует ли определенная скорость полета при встречном ветре, которая обеспечивает дальность полета более 5,63 нм? Чтобы ответить на этот вопрос, предположим, что Lava-Gull летит при встречном ветре в 10 узлов со скоростью 63 KCAS (а не 60 KCAS). СТЕРЖЕНЬ при этом воздушная скорость составляет 156 футов в минуту, путевая скорость составляет 53 кгс, а планирование длится  $1000/156 \times 645$  с (6.40мин). За это время он проходит  $(53 \text{ нм}/60 \text{ мин}) \times 6.40 \text{ мин} = 5.65 \text{ нм}$ , что больше, чем 5,63 нм при 60 KCAS. Это показывает, что увеличение скорости полета (до определенной точки) при встречном ветре дает большую дальность. Обратное верно для попутного ветра.

Планер, скользящий при встречном ветре, равном его поступательной скорости, не будет иметь никакого продвижения относительно земли. Вместо этого он снижается вертикально — его  $\gamma = 90^\circ$ . Горизонтальное расстояние может быть достигнуто только при скорости скольжения вперед, превышающей скорость встречного ветра. Воздушная скорость, которая обеспечивает наибольшую дальность, может быть определена путем смещения начала поляры скорости по горизонтали на расстояние, которое

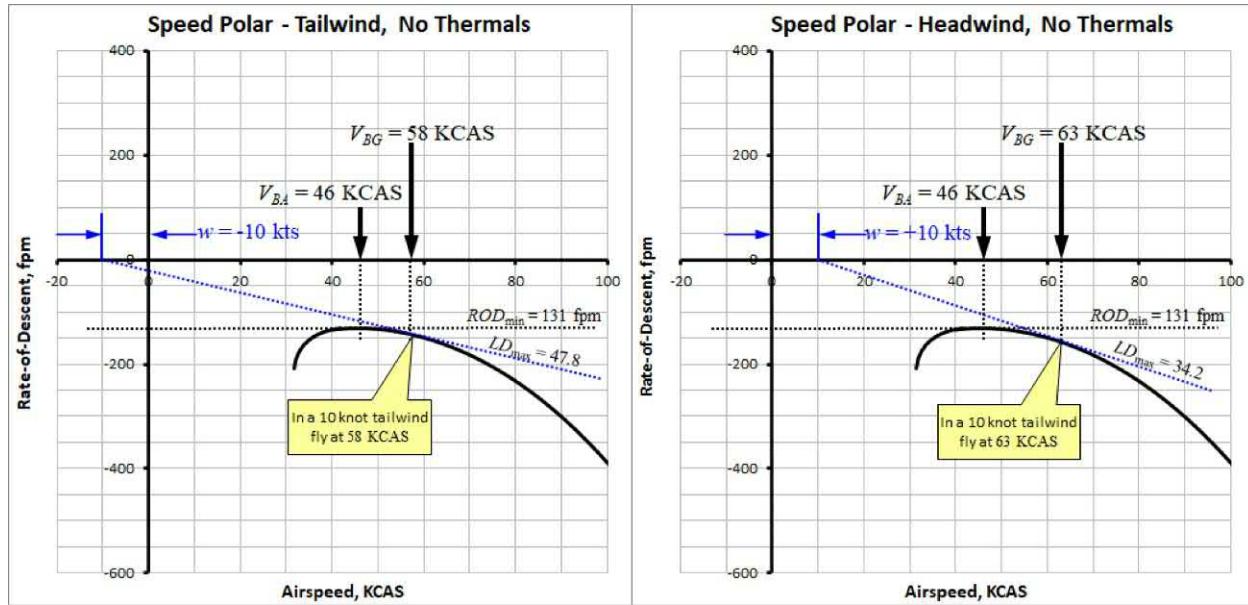


РИСУНОК 22-19 Полярная скорость для Lava-Gull, для планирования при 10-узловом попутном и встречном ветре. Смещением начала горизонтальной оси влево или вправо на 10 узлов достигается идеальная воздушная скорость для планирования.

равно скорости ветра, а затем провести касательную к полярной скорости. Как показывает предыдущее обсуждение, при встречном ветре начало системы координат смещается вправо, а при попутном ветре — влево, как показано на Рисунок 22-19.

#### 22.4.4 Скорость полета

Предыдущее обсуждение показывает, как полярная скорость для безветренных, безтермических условий может быть использована для определения надлежащей воздушной скорости для полета в нестандартных условиях. Конкретная воздушная скорость, полученная таким образом, называется Скоростью полета пилотами планеров. Он определяется путем смещения начала координат, как показано на Рисунок 22-20. Для встречного ветра начало координат смещается вправо. Для встречного ветра и спуска оно смещается вправо и вверх и т. д. Давайте исследуем это подробнее, используя аэродинамику Lava-Gull.

(1) Средняя скорость по пересеченной местности

Физика гласит, что при движении к термическому потоку планер обменивает высоту на расстояние. В идеале, оказавшись внутри термического потока, высота в конечном итоге будет восстановлена. Общее время, затраченное на движение к термическому потоку и «возвращение» на исходную высоту, является показателем качества планеров и навыков пилота в соревнованиях по полетам на большие расстояния. Рассмотрим планер в Рисунок 22-21, где сегмент AB — это сегмент планирования, а BC — сегмент набора высоты. средняя скорость по пересеченной местности, обозначается как  $V_{B\text{ среднем}}$  (также показано в Рисунок 22-20) можно определить как расстояние, пройденное до термика, деленное на общее время, необходимое для его достижения и восстановления потерянной высоты. Математически это можно представить следующим образом:

$$\frac{\text{Рекольжение}}{V_{B\text{ среднем}} \frac{1}{4} T} = \frac{P_{\text{ял де}}}{T_{\text{скольжение+Твзбираться}}} \quad (22-19)$$

Где  $T_{\text{скольжение}}$  — время, затраченное на планирование и набор высоты, соответственно, и  $P_{\text{ял де}}$  — общее пройденное расстояние. Эти переменные ( $P_{\text{скольжение}}, T_{\text{скольжение}}, T_{\text{взбираться}}$ ) далее определяются следующим образом:

$$\frac{V_{B\text{C}}}{V_{B\text{B}}} \text{ част} \frac{1}{4} \frac{\text{час}}{V_{B\text{B}}} T_{\text{взбираться}} \frac{1}{4} \frac{\text{час}}{V_{B\text{C}}} \quad (22-20)$$

Где  $V_{B\text{C}}$  — вертикальная скорость,  $V_{B\text{B}}$  — произвольная горизонтальная скорость скольжения (см. Рисунок 22-21), и  $V_{B\text{C}}$  — вертикальная скорость набора высоты.

Подставим их в уравнение (22-19) и преобразуем алгебраически, чтобы получить:

$$\frac{V_{B\text{C}} V_{B\text{C}}}{V_{B\text{B}} + V_{B\text{C}}} \left( \frac{1}{4} \frac{\text{час}}{V_{B\text{B}}} \right) \frac{V_{B\text{B}}}{V_{B\text{C}}} \frac{1}{4} \frac{\text{час}}{V_{B\text{C}} + V_{B\text{B}}} \quad (22-21)$$

Скорость подъема,  $V_{B\text{C}}$ , это разница между термическая прочность (скорость, с которой поднимается воздух), обозначается как  $V_{B\text{T}}$ , и скорость снижения планера, когда он кружит внутри термического потока,  $V_{B\text{CK}}$ :

$$\frac{V_{B\text{C}}}{V_{B\text{C}} + V_{B\text{B}}} \frac{1}{4} \frac{\text{час}}{V_{B\text{T}} - V_{B\text{CK}} + V_{B\text{B}}} \quad (22-22)$$

(2) Оптимальная скорость полета между термическими потоками в неподвижном воздухе

Теперь давайте рассмотрим, какую оптимальную скорость воздуха поддерживать при полете между термическими потоками в неподвижном воздухе. Рассмотрим Lava-Gull в Рисунок 22-22, в точке A, на высоте около 2000 футов над землей, когда он начинает свое 4-морское путешествие к

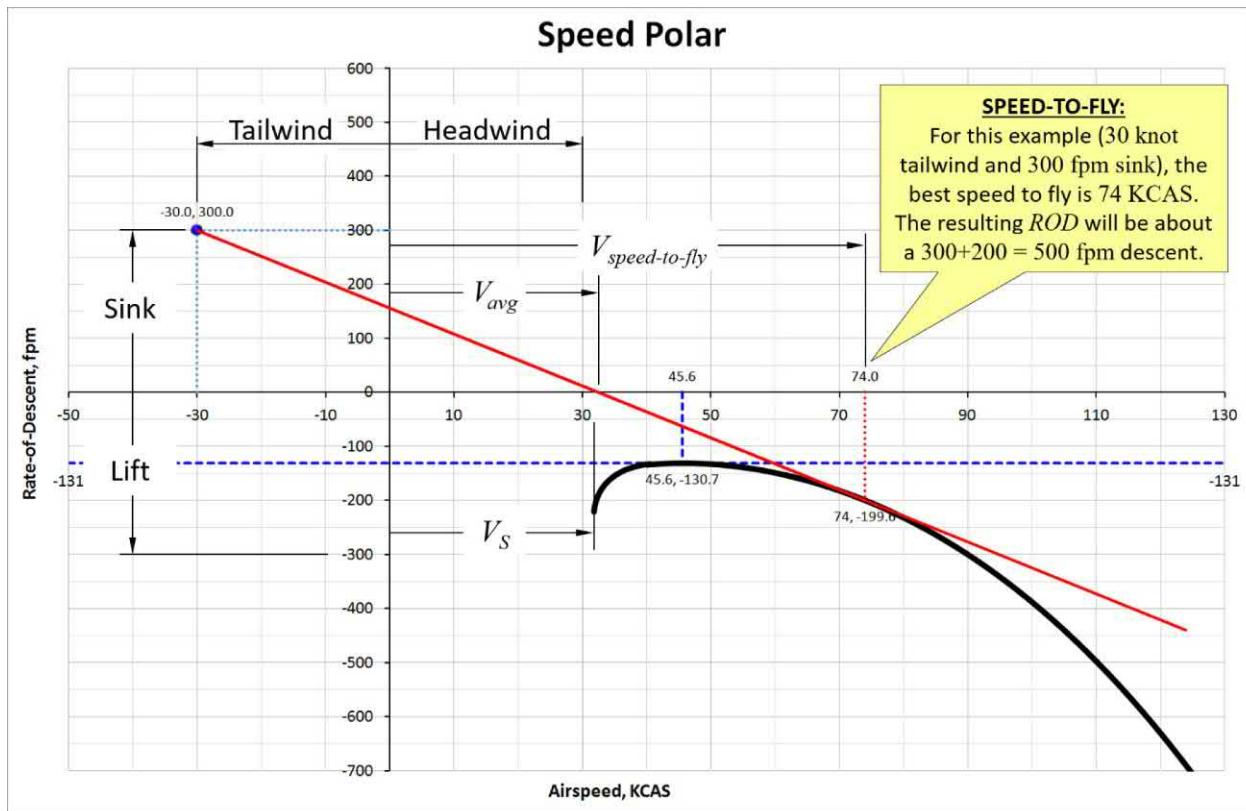


РИСУНОК 22-20 Собираем все вместе — здесь для Lava-Gull. Показаны соответствующие направления, в которых следует перемещать начало поляры на основе ветра и тепловых свойств. Затем проводится касательная от смещения начала к поляре, чтобы показать Скорость полета и средняя скорость по пересеченной местности.

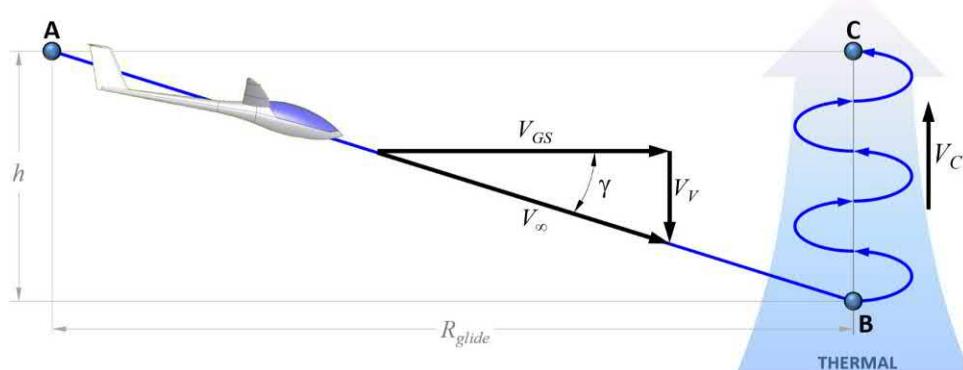


РИСУНОК 22-21 Определение аМодель для кросс-кантри. Основано на книге Ф. Томаса «Основы проектирования планеров», College Park Press, 1999.

термик. Предположим, что термическая прочность составляет 400 футов в минуту. Давайте рассмотрим три скорости полета:  $V_1 \approx 140$  KCAS,  $V_2 \approx 180$  KCAS и  $V_3 \approx 100$  KCAS. Очевидно, поддержание  $V_3$  приведет к самому длительному времени путешествия, однако это также приведет к наименьшей потере высоты. Наоборот, поддержание  $V_2$  приводит к самому раннему времени прибытия, но к наибольшей высоте, которую нужно набрать. Подробности этого выбора скорости показаны в [Таблица 22-4](#), который предполагает однородные свойства атмосферы SL и что  $V_3$  сохраняется внутри термического потока во всех трех случаях (при прямолинейном и горизонтальном полете). [Таблица 22-4](#) показывает, что вторая воздушная скорость,

$V_2 \approx 180$  KCAS превосходит два других, так как он приводит к наименьшему общему времени, необходимому для достижения исходной высоты 2000 футов. Следовательно, его  $V_2$  в среднем самый быстрый.

[Таблица 22-4](#) показывает аэродинамическое качество, вертикальную скорость,  $V_V$ , футов в минуту, потеря высоты на маршруте,  $\Delta t_{\text{крюз}}$ , в футах, время в крейсерском режиме,  $\Delta t_{\text{крюз}}$ , время, чтобы подняться обратно на высоту 2000 футов,  $\Delta t_{\text{вбирь}}$ , и общее время,  $\Delta t_{\text{общ}}$ , все в минутах. Последний столбец — это указание прогресса, достигнутого во время скольжения и последующего набора высоты. Это средняя скорость по пересеченной местности, здесь 4 нм, деленная на общее время,  $\Delta t_{\text{общ}}$ .

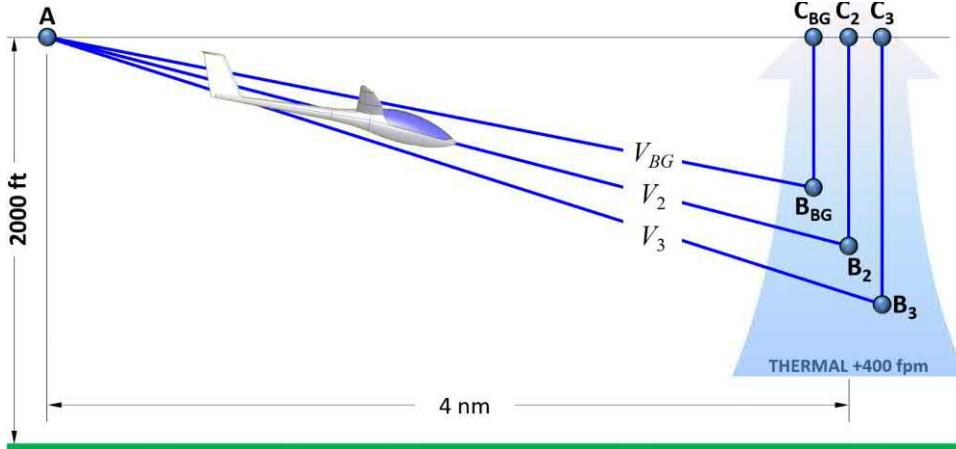


РИСУНОК 22-22 «Лавовая чайка» направилась к термическому потоку, сила которого, как известно, составляет 400 футов в минуту.

ТАБЛИЦА 22-4 Сводка параметров полета для 4-мильного крейсерского полета до термического потока и последующего набора высоты до 2000 футов.

Route	$V$ KCAS	$L/D$	$V_r$ , fpm		$\Delta h_{cruise}$ ft	$\Delta t_{cruise}$ min	$\Delta t_{climb}$ min	$\Delta t_{total}$ min	$V_{avg}$ KCAS
			in cruise	in thermal					
A-B <sub>BG</sub> -C <sub>BG</sub>	60	40.9	-148	269	595	4.00	2.21	6.21	38.7
A-B <sub>2</sub> -C <sub>2</sub>	80	35.1	-230	269	693	3.00	2.57	5.57	43.1
A-B <sub>3</sub> -C <sub>3</sub>	100	26.2	-386	269	928	2.40	3.45	5.85	41.1

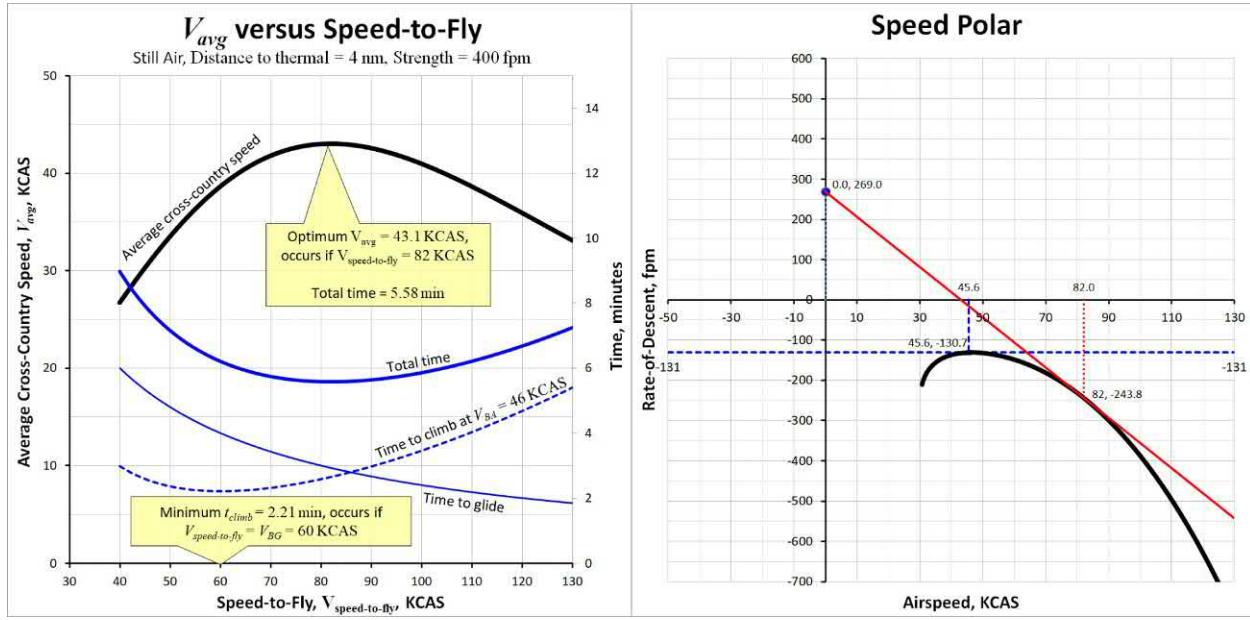


РИСУНОК 22-23 Левый график показывает, как  $V_{avg}$  среднеменяется в зависимости от скорости полета для Lava-Gull при определенных условиях. Правый график показывает, как можно использовать полярную скорость для извлечения  $V_{avg}$  среднем.

Рисунок 22-23 показывает, как  $V_{avg}$  среднеменяется в зависимости от  $V_{speed-to-fly}$  полета для Lava-Gull в идеализированном безветренный день с термиком силой 400 футов в минуту. Предполагается, что пилот поддерживает  $V_{B_3}$  (46 KCAS) со скоростью снижения 131 фут/минуту) внутри термического потока, который достаточно велик, чтобы обеспечить полет по кругу

при малом угле крена. Правый график показывает, как можно использовать полярную скорость для извлечения  $V_{avg}$  (82 KCAS), при этом позволяя  $V_{speed-to-fly}$  (43 KCAS) для извлечения в то же время. Математическое обоснование того, почему это приводит к правильному результату, приведено в Ref.[9].

(3) Оптимальная скорость полета между термическими потоками в движущемся воздухе

Теперь давайте рассмотрим, какую оптимальную скорость воздуха поддерживать в движущемся воздухе. Если планер подвержен подъему или опусканию, а также встречному или попутному ветру, в среднем и вскорость полета можно определить, переместив начало поляры полета в новое положение, определяемое горизонтальным ветром и ожидаемой скоростью набора высоты в термическом потоке, как показано на рисунке. [Рисунок 22-23](#). Этой воздушной скорости можно также определить аналитически, используя уравнение(22-21), что приводит к следующему решению, требующему итеративной схемы для определения оптимального коэффициента подъемной силы,  $C_{Dopt}$ , учитывая некоторую ожидаемую скорость набора высоты,  $B_c$ :

Оптимальный коэффициент подъемной силы:

$$C_{Dmin} - k C_{Dopt}^2 - B_c \frac{\rho}{2} \frac{C}{B_t} \frac{C_{3=2}}{L^{1/40}} \quad (22-23)$$

Известно, среднюю скорость по пересеченной местности можно рассчитать по уравнению(22-24). Поскольку выражение применимо к любому коэффициенту подъемной силы,  $C_L$ , это используется, а не ограничивается  $C_{Dopt}$  только.

Средняя скорость по пересеченной местности:

$$B_c \frac{\rho}{2} \frac{C}{B_t} \frac{C_{3=2}}{L^{1/40}} + \frac{C_{Dmin} + k C_d}{C_{3=2}} \quad (22-24)$$

## ВЫВОД УРАВНЕНИЙ(22-23) И (22-24)

Скорость скольжения для угла скольжения, близкого к нулю, определяется уравнением(22-12). Используя соотношения малых углов, это:

$$B_c \frac{2 \cos y}{\rho C_L} = \frac{2}{\rho C_L} \frac{B_t}{C}$$

Скорость снижения определяется уравнением(22-13):

$$B_c \frac{C}{C_{3=2}} = \frac{2}{\rho} \frac{B_t}{C}$$

Заменять  $B_c$  и  $B_v$  уравнении(22-21) приводит к:

$$\frac{B_c B_v}{B_c + B_v} \frac{1}{4} \frac{B_c}{B_c + B_v} \frac{2}{\rho C_L} \frac{B_t}{C}$$

$$\frac{B_c C_{3=2} C_L^{1/2}}{C_{3=2} L B_c + C_d} \frac{2 B_t}{\rho C} = \frac{B_c}{B_c + B_v} \frac{1}{4} \frac{B_c}{B_c + B_v} \frac{2}{\rho C} \frac{B_t}{C}$$

Используя упрощенную полярность сопротивления,  $C_d^{1/4} C_{dmin} + k C_2 L$  этот становится:

$$\frac{B_c C_{-1/2}^{1/2}}{B_c + B_v} \frac{2}{\rho C} \frac{B_t}{C} + \frac{C_{dmin} + k C_d}{C_{3=2} L} \quad (я)$$

Это уравнение(22-24). Это обт достигается путем дифференциации уравнение(я) в отношении  $C_L$  установливая производную на ноль. Используя правило частного исчисления, мы получаем:

$$\frac{d}{d C_L} \left[ \frac{-B_c C_L^{3/2}}{2} - \frac{\rho S}{2 B_t} \frac{C}{C_{3=2}^{1/2} + k C_1 L^{1/2}} - B_c C_L^{1/2} - \frac{3}{2} C_{dmin} C_1 L^{1/2} \right] \frac{1}{40} = 0$$

Из которых нам нужен только числитель:

$$- \frac{B_c C_L^{3/2}}{2} - \frac{\rho S}{2 B_t} \frac{C}{C_{3=2}^{1/2} + k C_1 L^{1/2}} - B_c C_L^{1/2} - \frac{3}{2} C_{dmin} C_1 L^{1/2} + \frac{1}{2} k C_1 L^{1/2} = 0$$

Некоторая алгебраическая акробатика этого уравнения приводит к уравнению(22-23).

#### (4) Кольцо скорости Маккриди

Очевидно, что нелегко определить оптимальную скорость полета «на лету». Этую проблему решает устройство, называемое Кольцо Маккриди который устанавливается на вариометр (индикатор скорости набора высоты) в планерах. Устройство представляет собой циферблат, на котором отмечены скорости воздуха для различных условий снижения или подъема. Кольцо поворачивается таким образом, что его указательная стрелка указывает на ожидаемый подъем в следующем термическом потоке. Это поворачивает отметки скорости воздуха, так что стрелка вариометра указывает на скорость полета, что позволяет пилоту быстро считывать эту воздушную скорость напрямую. Название устройства приписывается покойному доктору Полу Маккриди (1925–2007), который его разработал. Более подробная информация о его работе выходит за рамки этого текста. Сегодня планеры используют электронные вариометры и бортовые компьютеры, которые предоставляют эту информацию в режиме реального времени.

#### 22.4.5 Полет по кругу

Попав в термический поток, планер часто маневрирует по кругу, чтобы воспользоваться восходящим воздухом. К сожалению, крен увеличивает скорость снижения ( $V_{\text{ск}}$ ) по сравнению с тем, что в прямолинейном и горизонтальном полете ( $V_{\text{в}}$ ). Чем круче крен, тем больше скорость снижения и меньше потенциальной энергии приобретается за единицу времени. Преимущество крутого угла крена заключается в меньшем радиусе поворота, что позволяет пилоту оставаться ближе к области максимального восходящего потока. Это означает, что существует оптимальный угол крена, который максимизирует скорость набора высоты, учитывая определенный радиус поворота и силу подъема.

Прежде чем определить этот оптимальный угол крена, мы должны разработать формулу, которая позволяет оценить скорость снижения на основе угла крена и радиуса поворота. Для этого рассмотрим Рисунок 22-24, который показывает силы, действующие на планер, наклоняющийся под углом  $\phi$ , при полете с воздушной скоростью  $V_{\infty}$ . Если лифт ( $L$ ), масса ( $Bt$ ), масса ( $m$ ), и радиус поворота ( $R_{\text{поворнуть}}$ ) известны, скорость снижения при полете по кругу можно определить из:

$$\frac{C_D}{C_D + \frac{2}{\rho} \frac{Bt}{C}} \frac{\pi}{1 - \frac{2}{\rho} \frac{Bt}{C}} \frac{1}{R_{\text{поворнуть}}} = \frac{\#}{\#} \quad (22-25)$$

Уравнение (22-25) может быть использован для построения карты в Рисунок 22-25. Оба типа кривых построены с использованием уравнения (22-25). Это позволяет нам оценить характеристики поворота планера, кружящего внутри термического потока. Диаграмма показывает, что при фиксированном угле крена радиус поворота уменьшается только в том случае, если планер замедляется. Аналогично, при фиксированной скорости полета радиус поворота может быть уменьшен только за счет более крутого крена, что еще больше увеличивает скорость снижения. Она показывает, что при  $\phi=60^\circ$ , минимальная скорость снижения достигается около 67 тыс. км/ч, что приводит к радиусу поворота около 225 футов.

Сплошные кривые получены путем предварительного расчета для диапазона скоростей полета с использованием уравнения (20-68) предполагая фиксированное  $\phi$ . Следует использовать для расчета  $C_D$  с использованием поляр сопротивления. Радиус поворота также вычисляется с использованием уравнения (ii) в следующем выводе. Наконец, они вставляются в уравнение (22-25). Пунктирные кривые рассчитаны для диапазона радиусов поворота и фиксированных скоростей полета. Сначала угол крена рассчитывается с использованием уравнения (я) в выводе ниже. Затем это используется для расчета  $C_D$  как и прежде. Опять же, они подставляются в уравнение (22-25).

Обратите внимание, что уравнение (22-25) может использоваться на этапе проектирования для определения параметров формы, таких как площадь крыла,  $A_P$ , и характеристики сопротивления, в попытке сместить кривые характеристик поворота к желаемому радиусу поворота и углу крена внутри термического потока определенных характеристик. Конечно, это должно учитывать чистую скорость подъема,  $Bt + V_{\text{ск}}$ , предполагая, что  $V_{\text{ск}}$  имеет отрицательное значение. Напомним, что это термическая прочность (например, в футах/с или м/с) и  $V_{\text{ск}}$  скорость снижения планера, когда он кружит внутри термика. Правильное определение требует математического моделирования термиков, как показано ниже.

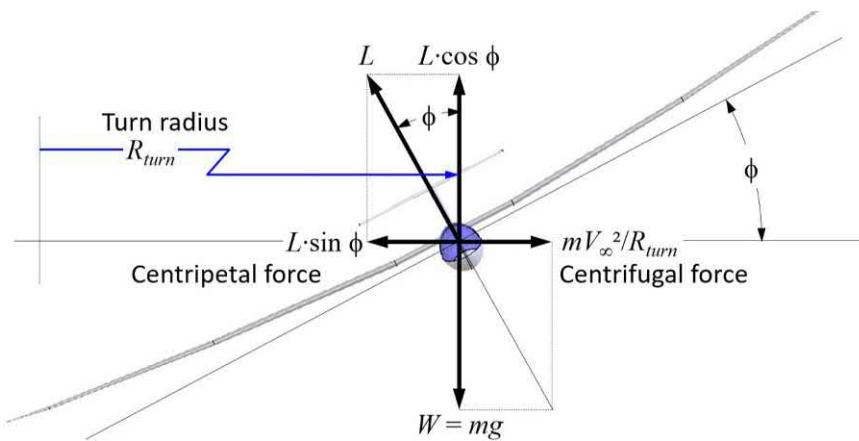
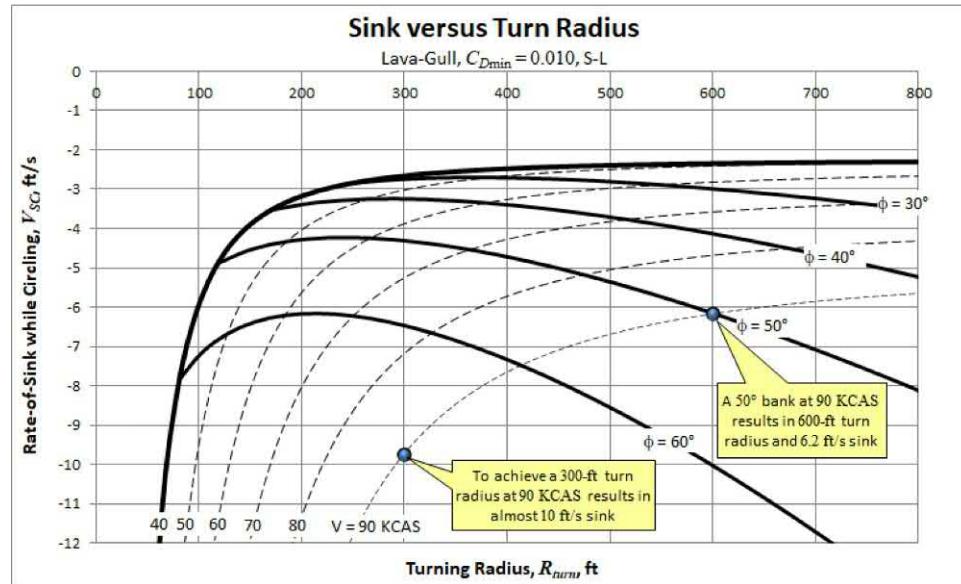


РИСУНОК 22-24 Силы, действующие на «Лавовую чайку», когда она совершает вираж в круговом полете.

**РИСУНОК 22-25** Карта характеристик разворота для Lava-Gull показывает его скорость снижения при вираже под определенными углами и скоростями полета.



## ВЫВОД УРАВНЕНИЯ(22-25)

Диаграмма свободного тела Рисунок 22-24 показывает, что:

$$\frac{mB\alpha}{\tan \phi} = \frac{P_{\text{повернуть}}}{Mg} \frac{B^2}{R_{\text{повернуть}}} \quad (я)$$

Поэтому,

$$\tan \phi = \frac{B^2}{2} \frac{P_{\text{повернуть}}}{B^2 \cos \phi} \quad \text{или} \quad \tan \phi = \frac{2P_{\text{повернуть}}}{B^2 \cos \phi}$$

Используя эти уравнения, любая из переменных  $B^\infty$ ,  $\phi$  и  $P_{\text{повернуть}}$ , можно оценить, если известны два других. Тогда уравнение (20-68), повторенный ниже для удобства, может быть использован для оценки скорости самолета как функции коэффициента подъемной силы,  $C_L$ , и угол крена,  $\phi$ :

$$B^\infty \frac{2Vt}{\rho S C_L} \frac{1}{\cos \phi} \quad (20-68)$$

Уравнение можно использовать для извлечения коэффициента подъемной силы,  $C_L$ , требуемый во время крена при заданной скорости полета, из которой следует коэффициент лобового сопротивления,  $C_d$ , можно определить. Используя уравнение (ii) можно установить соотношение между воздушной скоростью, углом крена и радиусом поворота:

$$B^\infty \frac{2Vt}{\rho S C_L} \frac{1}{\cos \phi} = \frac{\sin \phi}{\cos \phi}$$

Что приводит к:

$$\sin \phi \frac{2Vt}{\rho S C_L P_{\text{повернуть}}} = \frac{\sin \phi}{\cos \phi}$$

Используя тригонометрическое тождество  $\cos^2 \phi + \sin^2 \phi = 1$ , теперь можно написать:

$$\cos \phi \frac{1}{1 - \frac{2Vt}{\rho S C_L P_{\text{повернуть}}}} = \frac{2Vt}{\rho S C_L P_{\text{повернуть}}}$$

Это связывает радиус поворота с углом крена. Подставляем это в уравнение (22-14). Уравнение дает (22-25).

## ПРИМЕР 22-6

Оцените скорость погружения Lava-Gull, когда он наклонится на 45 градусов. на скорости полета 90 KCAS. Его нагрузка на крыло составляет  $B/C_L = 0.010 + 0.01498 C_D$ . Используйте модель сопротивления, данную ранее,  $C_d = 0.010 + 0.01498 C_L$  ли предположим условия SL.

### РЕШЕНИЕ:

Сначала оцените коэффициент подъемной силы при условии, используя уравнение (20-68):

$$C_L = \frac{2}{\rho V^2} \frac{Bt}{C} \frac{1}{\cos \phi} = \frac{2}{0.002378 \cdot 90} \frac{1}{1:688 \cdot 2} \frac{1}{\cos 45^\circ} = 0:5154$$

Это контрастирует с 0,3644 для прямого и горизонтального состояния при той же скорости полета. Затем вычислите коэффициент сопротивления:

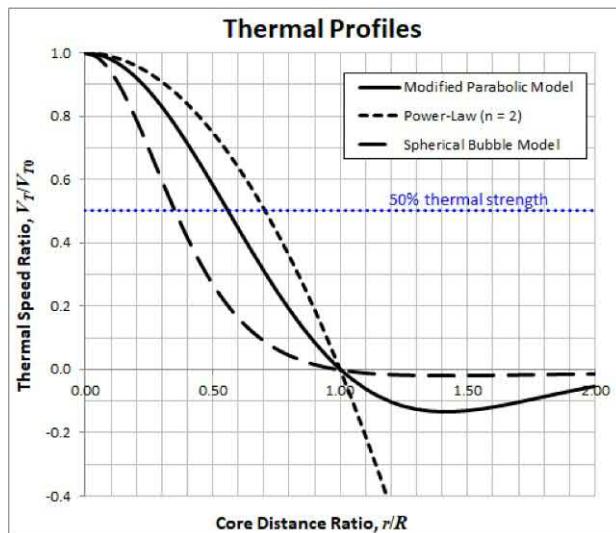
$$C_d = 0:010 + 0:01498 C_L = 0:010 + 0:01498 \cdot 0:5154 = 0:01398$$

Рассчитайте радиус поворота:

$$R_{\text{повернуть}} = \frac{B^2}{\frac{2}{\rho S C_L} \frac{1}{\cos \phi}} = \frac{B^2}{\frac{2}{0:002378} \frac{1}{0:5154} \frac{1}{\cos 45^\circ}} = 711 \text{ футов}$$

Затем вставьте значения в уравнение (22-25) чтобы получить СТЕРЖЕНЬ в футах/с:

$$\begin{aligned} \frac{mB\alpha}{\tan \phi} &= \frac{2}{\rho C} \frac{Bt}{C} \frac{1}{\cos \phi} \\ \frac{0:01398}{0:5154} &= \frac{2}{0:002378} \frac{1}{\cos 45^\circ} \\ \frac{1}{1 - \frac{2}{\rho C} \frac{Bt}{C} \frac{1}{\cos \phi}} &= \frac{1}{1 - \frac{2}{0:002378} \frac{1}{0:5154} \frac{1}{\cos 45^\circ}} \\ \frac{1}{1 - \frac{2}{0:002378} \frac{1}{0:5154} \frac{1}{\cos 45^\circ}} &= \frac{1}{1 - \frac{2}{0:002378} \frac{1}{0:5154} \frac{1}{\cos 45^\circ}} = 45:906 \text{ фут/с} \end{aligned}$$



**РИСУНОК 22-26** Распространенные модели, используемые для аппроксимации вертикальных профилей скорости внутри термика.

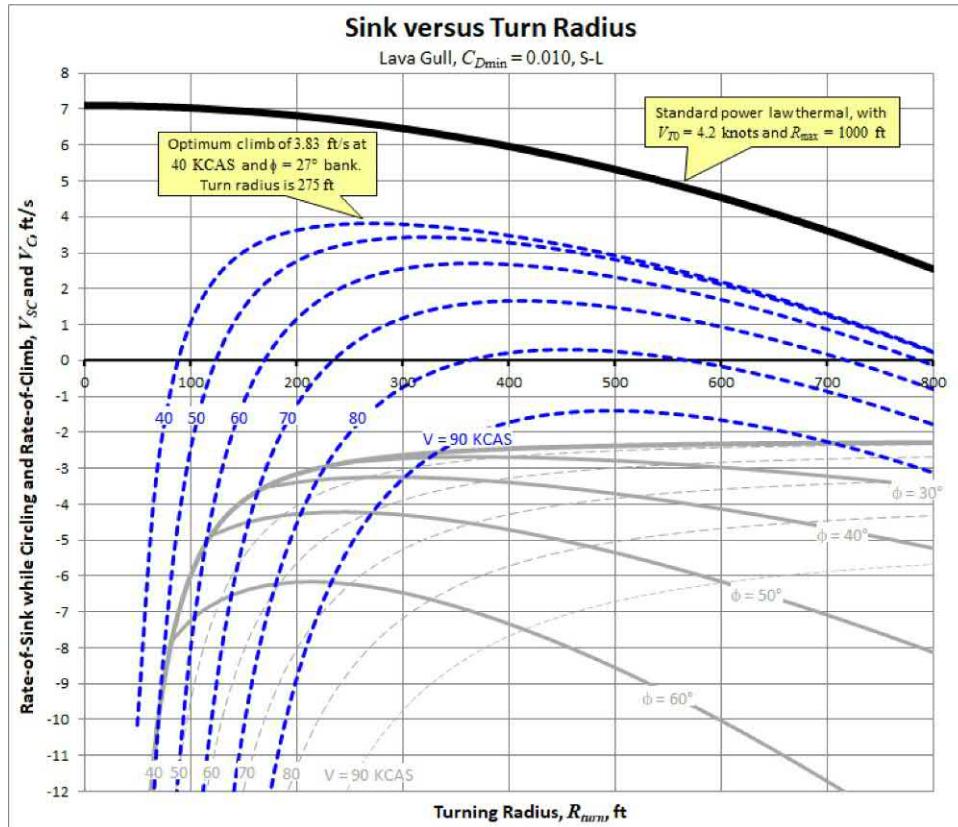
#### Профили тепловой скорости

Трехмерная форма термических потоков является важным фактором при проектировании и эксплуатации планеров. Поскольку термические потоки имеют конечный размер, пилот планера должен уверенно выражаться внутри них и в идеале кружить вокруг их ядра, набирая как можно большую высоту.

Малый радиус поворота позволяет извлечь максимальную подъемную силу из термического потока. Однако чем меньше радиус поворота, тем круче требуется крен. Это неизбежно приводит к снижению скорости набора высоты. Слишком пологий крен выведет планер из термического потока. Слишком крутой крен уменьшит набор высоты и может даже привести к потере высоты. Математическое описание вертикальной скорости внутри термического потока дает полезную информацию об определении оптимального угла крена на основе расстояния планера от ядра.

Ссылка [10] представляет собой ряд идеализированных тепловых профилей, три из которых показаны на Рисунок 22-26. Как правило, вертикальная скорость,  $V_t$ , в термике будет наибольшей в его ядре. Эта максимальная скорость обозначается как  $V_{T0}$ . Хотя следующие математические модели показывают, что термик симметричен, это не обязательно так в реальных термиках. В конце концов, они идеализированы для математического удобства и ясности. Три термических профиля определены математически ниже. Соотношение  $r/P$  обозначает дробное расстояние от центра термика, диаметр которого равен  $2P$ . Из трех представленных, степенной закон с использованием  $n=2$ , иногда используется для целей гандикапа на соревнованиях, предполагая, что тепловой радиус  $P \approx 1000$  футов и с силой ядра  $V_{T0} \approx 4,2$  узла [10].

$$\text{Профиль степенной скорости: } \frac{V_t}{V_{T0}} = P^{\frac{n}{2}} \quad (22-26)$$



**РИСУНОК 22-27** Карта характеристик поворота для Lava-Gull, предполагающая максимальный термический радиус 1000 футов и прочность сердечника 4,2 узла, используется для оценки наилучшей ROC и соответствующей скорости и угла крена.

Модель сферического пузыря:

$$\frac{V_t}{V_{t0}} \frac{\frac{1}{4} \text{час}}{1 - \delta g = P \rho_2} \quad (22-27)$$

Модифицированная параболическая модель:

$$\frac{V_t \frac{1}{4}}{V_{t0}} \frac{\text{час}}{1 - \delta g = P \rho_2} \quad e^{-\delta g = P \rho_2} \quad (22-28)$$

Вторым элементом профилей тепловой скорости является их прочность. Кармайл [18] определяет термическую прочность следующим образом:

(1) Сильный термический имеет максимальную вертикальную скорость 20 футов/с (12 узлов), которая падает до 10 футов/с, когда  $\frac{1}{4}$  200 футов.

(2) Слабый термический имеет максимальную вертикальную скорость 10 футов/с (6 узлов), которая падает до 5 футов/с, когда  $\frac{1}{4}$  200 футов.

(3) Широкий тепловой имеет максимальную вертикальную скорость 15 футов/с (9 узлов), которая падает до 7,5 футов/с, когда  $\frac{1}{4}$  400 футов.

Эту информацию можно объединить с картой характеристик поворота, чтобы создать представление, отображающее оптимальный угол крена с учетом конкретной скорости полета. Это показано для Lava-Gull в Рисунок 22-27. Оптимальный набор высоты для выбранных скоростей полета легко определить. Кarta также показывает, что только скорости полета ниже 80 KCAS приводят к набору высоты в этом состоянии, а превышение 30° крена отрицательно оказывается на характеристиках набора высоты.

Толстые пунктирные кривые синего цвета на Рисунок 22-27 получаются путем добавления  $V_t$  и  $V_{t0}$ , который рассчитывается с использованием уравнения (22-25). Ценность  $V_t$  рассчитывается с использованием любого из уравнений (22-26) по (22-28). Это смешает фиксированный  $V_{t0}$ -изоплеты (тонкие пунктирные кривые серого цвета) вверх в новое положение с соответствующими максимумами.

## Ссылки

- [1] КД Перкинс, Р.Э. Хаге, Летные характеристики, устойчивость и управляемость самолета, Джон Уайли и сыновья, 1949.
- [2] Э. Торенбек, Синтез конструкции дозвукового самолета, третье издание, Издательство Делфтского университета, 1986.
- [3] Л. Николай, Основы проектирования самолетов, второе изд., 1984.
- [4] Дж. Рокэм, К.-Т.Е. Лан, Аэродинамика и летные характеристики самолета, Корпорация DAR, 1997.
- [5] Ф. Дж. Хейл, Летно-технические характеристики, выбор и проектирование самолетов, Джон Уайли и сыновья, 1984, стр. 137-138.
- [6] Дж. Д. Андерсон-младший, Летно-технические характеристики и конструкция самолета, первое издание, McGraw-Hill, 1998.
- [7] А. Миле, Механика полета — теория траекторий полета, Издательство «Довер», 1990.
- [8] Аноним, Learjet 45 — Руководство по летной эксплуатации самолета, одобренное ФАУ, Бомбардье Аэроспейс, 2004.
- [9] Х. Райхманн, Парение по пересеченной местности, второе издание, Soaring Society of America, 1993.
- [10] А. Уэлч, Л. Уэлч, Ф. Ирвинг, Полное руководство для пилотов-парящих самолетов, Компания Дэвида Маккея, 1977.
- [11] Ф. Томас, Основы проектирования планеров, Издательство Колледж Парк, 1999.
- [12] К. Стюарт, Руководство для парящего пилота, второе издание, Airlife Publishing, 2008.
- [13] В. Пайно, С. Дизайн, Руководство для студентов и дизайнеров, IBN Editore, 2010.
- [14] Б. Скалл, Парящий над страной, Пелхэм Бакс, 1979.
- [15] НАСА CR-2315, Исследования безмоторных полетов, Альтхус, Дитер, 1972.
- [16] <https://www.airbus.com/newsroom/press-releases/en/2018/09/airbus-perlan-mission-ii-glider-soars-to-76-000-feet-to-breakoff.html> . (Дата обращения 31 декабря 2020 г.).
- [17] Международная федерация авиации, идентификатор записи 8198.
- [18] Б. Х. Кармайл, Какая цена/производительность, Журнал Soaring, май-июнь 1954 г.