

Техническая энциклопедия

Том 2

Москва
«Книга по Требованию»

УДК 62
ББК 30.6
Т38

Т38 Техническая энциклопедия: Том 2 / – М.: Книга по Требованию, 2024. – 454 с.

ISBN 978-5-458-23030-8

Техническая энциклопедия издавалась в 1927—1934 годах издательством «Акционерное Общество Советская энциклопедия» (Москва), позже ставшим Государственным Словарно-Энциклопедическим издательством "Советская Энциклопедия". Главный редактор Л. К. Мартенс. 1-ый том вышел 1 января 1928 г. Вместе с Энциклопедией выпускался "Справочник Физических Химических и Технологических величин вышедший в 8-ти томах". Первый том Справочника вышел в 1927 году. 26 томов, около 6000 статей, около 5000 внутрестатьейных иллюстраций (в последующем — в конце 1936—1938 гг. были выпущены дополнительный том и предметный указатель). Репринтное издание по технологии print-on-demand с оригинала 1928 года.

ISBN 978-5-458-23030-8

© Издание на русском языке, оформление
«YOYO Media», 2024
© Издание на русском языке, оцифровка,
«Книга по Требованию», 2024

Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригинале, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг – не самое лучшее решение для восстановления текста в его первоизданном виде, однако, наша цель – вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.

РЕДАКЦИЯ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭНЦИКЛОПЕДИИ

РЕДАКЦИОННОЕ БЮРО

Главный Редактор — инж. **Л. К. Мартенс**. | Ученый Секретарь — инж. **А. Л. Вейс**.
Зам. Гл. Редактора — проф. **М. Б. Вольфсон**. | Зав. Изд. Частью — **К. С. Кузьминский**.

РЕДАКТОРЫ ОТДЕЛОВ

Авиация, воздухоплавание.

Юрьев Б. Н., проф.

Автомобильное дело, авиационные и автомобильные двигатели.

Брилинг Н. Р., проф.

Архитектура, строительное дело, городское благоустройство, жилищное строительство, коммунальное хозяйство.

Долгов А. Н., проф.

Щусев А. В., акад.archit.

Запорожец И. К., archit.

Красин Г. Б., инж.

Астрономия.

Казаков С. А., проф.

Бумажное производство.

Жеребов Л. П., проф.

Военная и морская техника, судостроение.

Боклевский К. П., проф.

Михайлов В. С., инж.

Фишман Я. М.

Геодезия (высшая и низшая).

Орлов П. М., проф.

Кочеулов П. Ф., проф.

Гидротехника, гидравлика.

Эссен А. М., инж.

Двигатели внутреннего сгорания.

Гиттис В. Ю., проф.

Мартенс Л. К., инж.

Детали машин и подъемные механизмы.

Холмогоров И. М., проф.

Добывающая промышленность и горное дело.

Губкин И. М., проф.

Пальчинский П. И., проф.

а) Геология и минералогия.

Федоровский Н. М., проф.

б) Драгоценные камни.

Ферман А. Е., акад.

в) Каменный уголь.

Терпигоров А. М., проф.

г) Нефть.

Губкин И. М., проф.

д) Руда металлическая.

Таубе Е. А., проф.

е) Силикатная промышленность.

Швецов Б. С., проф.

ж) Торф.

Радченко И. И.

Дороги и дорожное строительство.

Крынин Д. П., проф.

Железнодорожное дело.

Шухов В. В., проф.

Кожевенное дело.

Поварнин Г. Г., проф.

Красящие вещества, крашение и ситцепечатание.

Порай-Кошиц А. Е., проф.

Лесоводство.

Кобранов Н. П., проф.

Математика.

Каган В. Ф., проф.

Материаловедение.

Флоренский П. А., проф.

Металлургия черных и цветных металлов.

Павлов М. А., проф.

Хренников С. А., инж.

Евангулов М. Г., проф.

Механика прикладная и теория механизмов.

Малышев А. П., проф.

Радциг А. А., проф.

Механика строительная и графостатика.

Прокофьев И. П., проф.

Механика теоретическая.

Яшинов А. И., проф.

Мосты.

Передерий Г. П., проф.

Мукомольное дело, мельницы и элеваторы.

Пакуто М. М., проф.

Козьмин П. А., проф.

Организация производства, стандартизация.

Керженцев П. М.

Шпильрейн И. Н., проф.

Бурдянский И. М., инж.

Ноя Ф. Г., инж.

Высочанский Н. Г., инж.

Паровые котлы и машины.

Металлические изделия.

Саттель Э. А., инж.

Полиграф. промышленность.

Вольфсон М. Б., проф.

Михайлов С. М.

Промышленная гигиена и техника безопасности.

Каплун С. И., проф.

Хлопин Г. В., проф.

Радиотехника.

Баженов В. И., проф.

Резиновое производство.

Бызов Б. В., проф.

Лурье М. А., инж.

Сельское хозяйство, с.-х. машины и орудия.

Вильямс В. Р., проф.

Соппротивление материалов.

Бобарыков И. И., проф.

Текстильное дело и технология волокнистых веществ.

Линде В. В., проф.

Теплотехника, термодинамика, энергетика.

Кирпичев М. В., проф.

Рамзин Л. К., проф.

Техника освещения.

Ланиров-Скобло М. Я., инж.

Технология и производство взрывчатых веществ.

Ипатьев В. Н., акад.

Технология дерева.

Дешевой М. А., проф.

Квятковский М. Ф., проф.

Технология и обработка металлов.

Чарновский Н. Ф., проф.

Технология строительных материалов.

Эвальд В. В., проф.

Лахтин Н. К., проф.

Технология углеводов, винокурение, пивоварение.

Тищенко И. А., проф.

Физика.

Иоффе А. Ф., акад.

Лебединский В. К., проф.

Химическая промышленность.

Шенин С. Д., инж.

Химия (органическая, неорганическая, физическая химия и химическая технология).

Бах А. Н., проф.

Холодильное дело.

Рязанцев А. В., проф.

Экономика.

Вольфсон М. Б.

Гинзбург А. М.

Электротехника.

Круг К. А., проф.

Осадчий П. С., проф.

Юрьев М. Ю., проф.

Шпильрейн Я. Н., проф.

Шенфер К. И., проф.

СОРЕДАКТОРЫ И НАУЧНЫЕ СОТРУДНИКИ РЕДАКЦИИ

Соредакторы по химии: **Беркенгейм Б. М.**, проф., и **Медведев С. С.** Соредакторы по горному делу: **Попов А. С.**, проф., и **Смирнов Н. Н.**, инж.

Гуревич С. Б., инж.; **Ельцина Н. М.**, канд. хим.; **Знаменский А. А.**, инж.; **Мельников И. И.**; **Прокопьев Е. П.**, доц.; **Разицкий Н. П.**; **Таубман С. И.**, инж.; **Троянский П. П.**, проф.; **Флоренский П. А.**, проф.; **Эвальд К. А.**, инж.

Пом. Зав. Издательской Частью и Зав. Иллюстрационной Частью—**Бекнев С. А.**, инж.

Тех. Ред.: **Гришинский А. С.**, **Гришинский В. С.** и **Грацианов П. В.**

Заведующий Корректорской—**Татаринев Б. Н.**

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ СПИСОК АВТОРОВ-СОТРУДНИКОВ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭНЦИКЛОПЕДИИ

- АКУЛОВ К. А., проф. (гидротехника).
 АКУЛЬШИН П. К., инж. (электротехника).
 АНТОШИН А. П., инж. (жел.-дор. дело).
 АФАНАСЬЕВ Н. А., инж. (жел.-дор. дело).
 БАБАДЖАН Н. С. инж. (хол. обработка металлов).
 БАБОШИН А. Л., проф. (металловедение).
 БАРАЦ Ю. О., (физика).
 БЕЗУХОВ Н. И., инж. (строительная механика).
 БЕЛИКОВ П. Н., инж. (радиотехника).
 БЕЛИЦ-ГЕЙМАН П. С., инж. (весовое производство).
 БЕЛКИНД Л. Д., инж. (техника освещения).
 БЕЛОВ В. И., проф. (горное дело).
 БОБАРЫКОВ И. И., инж. (прикладная механика).
 БРЕСЛАВЕЦ Л. П. (сел. хозяйство).
 БРУК И. С., инж. (электротехника).
 БУЛАКОВ Н. В., инж. (пушнина, меха).
 ВАВИЛОВ С. Н. (физика).
 ВЕНДЕРОВИЧ В. М. (мукомольное дело).
 ГАРМАШ А. И., инж. (техника безопасности).
 GERMANOVICH И. В., инж. (трамвай, путевые строения).
 ГОЛУБЯТНИКОВ Д. В., проф. (нефтяное дело).
 ГОРДОН В. О. (экономика, стандарты).
 ГОРОДЕЦКИЙ С. С., инж. (электротехника).
 ГОРШЕЧНИКОВ В. С. (органическая химия).
 ДЕКАТОВ Н. П., инж. (отопление).
 ДЕНИСОВ П. И., инж. (холодильное дело).
 ДМИТРИЕВСКИЙ В. И., инж. (авиация, воздухоплавание).
 ДОБРОХОТОВ А. Н., проф. (точная механика).
 ДУБОВИК В. А., инж. (электротехника).
 ДЫММАН В. Л., инж. (военная техника).
 ДЬЯКОНОВ А. П. (сел. хозяйство).
 ЕГОРОВ П. И., инж. (металлургия черных металлов).
 ЗАЙЦЕВ А. К. проф. (материаловедение).
 ЗДАНОВСКИЙ И. А., (сел. хозяйство).
 ЗЕМБЛИНОВ С. В., инж. (жел.-дор. дело).
 КЕТОВ Х. Ф., проф. (прикладная механика).
 КОВАЛЕВСКИЙ И. И., проф. (бумажное производство).
 КОМАРЕВСКИЙ В. И. (химия).
 КОМАРОВ Н. С., инж. (холодильное дело).
 КОХ Ф. Я., агр. (холодильное дело).
 КРАСОВСКИЙ Н. В., инж. (ветряные двигатели и ветросил. станции).
 КУКСЕНКО П. Н. (радиотехника).
 КУЛЕБАКИН В. С., проф. (электротехника).
 КУТЫРИН Д. В., инж. (металлургия черных металлов).
 ЛАЗАРЕВ П. П., акад. (физика).
 ЛЕВИТСКАЯ М. А. (физика).
 ЛЕЙТУНСКИЙ А. И. (физика).
 ЛИСИЦЫН А. Н., инж. (резинное производство).
 ЛУКЬЯНОВ В. В., инж. (мукомольное дело).
 ЛУРЬЕ Г. Б., инж. (хол. обработка металлов).
 ЛЮБИМОВ Н. Я., инж. (технология дерева).
 МАЙЗЕЛЬ С. О., проф. (техника освещения).
 МЕРЦАЛОВ Н. И., проф. (прикладная механика).
 МИРЕНКО В. С., инж. (холодильное дело).
 НЕКРАСОВ А. И., проф. (гидротехника, гидродинамика).
 ОЗЕРОВ П. С., инж. (воен. техника).
 ОРЛОВ Н. М., инж. (теорет. механика).
 ПАВЛУШКОВ Л. С., инж. (машиностроение).
 ПАПКОВИЧ Б. Ф., проф. (морское дело).
 ПЕТРОВ С. С., инж. (электротехника).
 ПЛЫШЕВСКИЙ Н. П., инж. (холодильное дело).
 ПОДОБЕДОВ Н. Н., инж. (городские жел. дороги).
 ПОЯРКОВ М. Ф., инж. (электротехника).
 РАКОВСКИЙ Е. В., инж. (материаловедение).
 РОЗАНОВ С. Н., инж. (подаемые жел. дороги).
 РЯБОВ А. С. (военная техника).
 САМОЙЛОВ Б. В., инж. (организация производства).
 СЕМЕНОВ Н. Н., проф. (физика).
 СЕРГЕВНИИ И. В., инж. (строительная механика).
 СЕРГЕЕВ А. И., инж. (холодильное дело).
 СТЕПАНОВ В. В., проф. (математика).
 СТЕЧКИН Б. С., проф. (авиационный двигатель).
 СТРУННИКОВ В. Г., проф. (морское дело).
 ТИХОМИРОВ А. Е., инж. (химическая аппаратура).
 ТРУСОВ Ф. А., инж. (строительное дело).
 ТРЯПКИН А. И., инж. (текстильное дело).
 ТУЛУПИН Н. В., агр. (холодильное дело).
 ТУРКУС В. А., инж. (вентиляция).
 ТЫЧИННИН Б. Г. (физико-химия).
 УЛИЦКИЙ Я. С. (экономика).
 ФЛЕРОВ В. К., проф. (обувное дело).
 ФРЕДЕРИКС В. К., проф. (физика).
 ФРЕНКЕЛЬ Я. И., проф. (физика).
 ХИНЧИН А. Я., проф. (математика).
 ЦИНЗЕРЛИНГ Е. В. (новые камни).
 ШАЛЬНИКОВ А. И. (физика).
 ШАФРАНОВА А. С. (техника безопасности).
 ШУЛЕЙКИН В. В., проф. (физика).
 ШУХГАЛЬТЕР Л. Я., инж. (организация производства).
 ЩАПОВ Н. П., инж. (строительная механика).
 ЭНГЕЛЬГАРДТ Ю. В., инж. (жел.-дор. дело).
 ЭЛЬЯШБЕРГ И. Е., проф. (бумажное производство).
 ЭСТРИН С. Г., инж. (холодильное дело).
 ЮРКОВ П. К. (шорно-седельное дело).
 ЯКИМЧИК В. В., инж. (организация производства).
 ARCO, G., D-r. Berlin (радиотехника).
 BORCHARDT Ph., Dipl.-Ing.—Sollm bei München (химическая технология).
 CRANE Henry—New York (двигатели внутр. сгорания).
 FORTIER Samuel—New York (ирригация).
 GAILLARD John—New York (стандартизация).
 GOLDMARK Henry—New York (гидротехника).
 KOBBERT, Dipl.-Ing.—Königsberg (газовое производство).
 MIES van der Rohe, Prof.—Berlin (строит. техника).
 PROCKAT, Dipl. - Ing. — Berlin (химическая технология).
 SCHMITTENHENNER, Prof.—Stuttgart (строит. техника).
 SHAPOVALOFF M. — Riverside, California (фитопатология).
 ZON Raphael—St. Paul, Minn. (технология дерева).

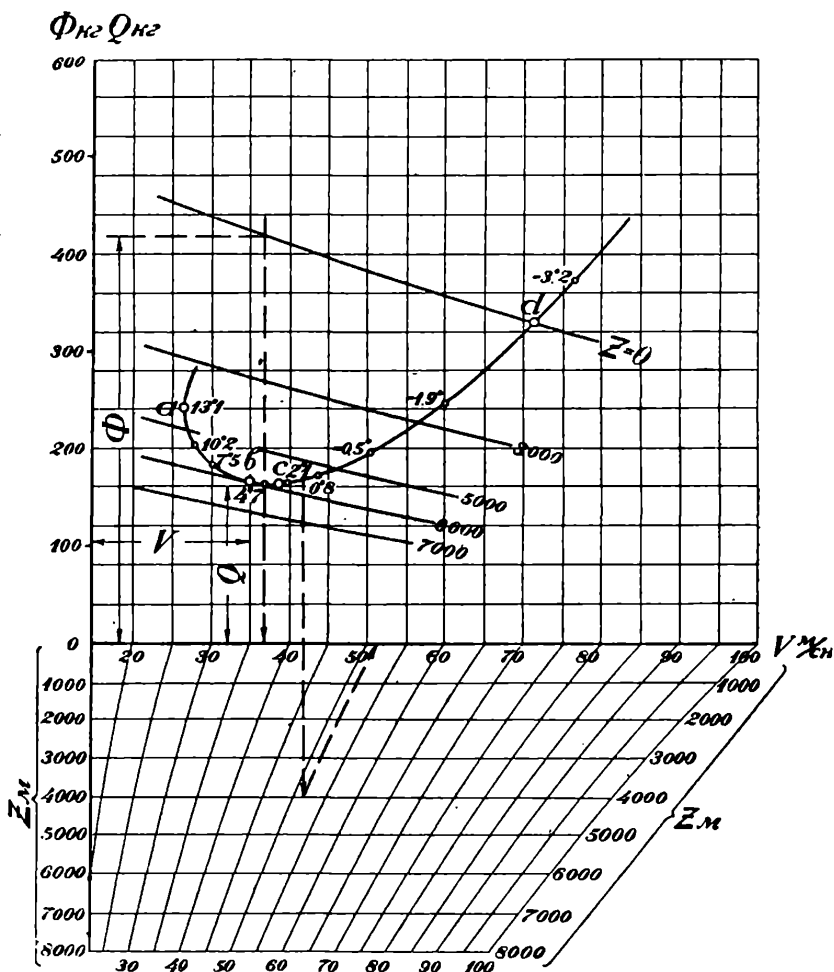
Во втором томе Т. Э. помещены: 687 иллюстраций в тексте, одна карта (в красках) к статье „Белый уголь“, пять вкладок к статьям: „Аэроплан“—1, „Аэрофотосъемка“—1, „Бездымный порох“—1, „Бумаги испытание“—1 (в красках), „Бумажное производство“—1, и одна вклейка в тексте к статье „Броня“.

A

АЭРОДИНАМИКА (расчет самолета).

* Обыкновенно эти кривые весьма близко подходят к прямым и приближен. всегда принимаются за прямые.

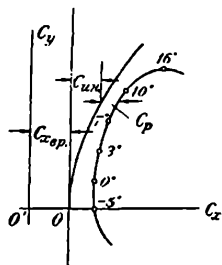
ки самолета. Предварительные расчеты, необходимые для построения кривой Пэно, и высотные характеристики винтомоторной группы, при отсутствии продувки всей модели самолета, удобно производить в нижеследующем порядке:



Фиг. 1.

1. Построение поляры Лиллиенталя коробки крыльев самолета производится по методам теории *индуктивного сопротивления* (см.).

2. Подсчет вредных сопротивлений. Для получения поляр Лилиенталя всего самолета следует к сопротивлению крыльев прибавить еще дополнительное, т. е. вредное, сопротивление $O'O$, создаваемое деталями самолета (см. фиг. 2).



Фиг. 2.

Коэфф-т этого дополнительного сопротивления определяется формулой:

$$C_{x_{ср.}} = \frac{0,64 \sigma}{S}, \quad (1)$$

где S — площадь крыльев в m^2 , а σ — площадь эквивалентной (по сопротивлению) плоской пластинки (стоящей нормально к потоку) в m^2 , определяемая путем подсчета и суммирования сопротивлений отдельных деталей. Сводку вредных сопротивлений самолета изображают в виде следующей таблицы:

Наименование деталей	Количество	Общая площ. модели F в m^2	Коэфф. сопротивл. отдельн. деталей C_x	$C_x F$
1	2	3	4	5
Фюзеляж				
Вертикальное оперение				
Горизонтальное оперение				
и т. д.				$\Sigma C_x F$

$$\sigma = \frac{\Sigma C_x F}{0,64}$$

Графы 1, 2 и 3 заполняются на основании чертежа данного самолета, а графа 4 — на основании данных лабораторных продувок различных деталей.

3. Построение кривой потребных тяг для горизонтального полета самолета (кривые Пэно). Если известна поляр Лилиенталя всего самолета, то вычисление кривой Пэно для любой высоты делается по формулам:

$$Q = \frac{G_0}{C_y C_x}, \quad (2) \quad V = \sqrt{\frac{G_0}{C_y \rho_0 S \Delta}}, \quad (3)$$

где Q — потребная тяга в кг; G_0 — полный вес самолета в кг; C_y и C_x — коэфф. подъемной силы и сопротивления всего самолета; V — скорость, необходимая для осуществления горизонтального полета самолета в м/сек; S — полная площадь крыльев в m^2 ; $\rho_0 = \gamma/g = 0,125$ — массовая плотность воздуха у поверхности земли, а $\Delta = \rho_z/\rho_0$ — относительная плотность воздуха на высоте Z . Значение Δ для различных высот следует брать из стандартной атмосферы (см. Атмосфера стандартная). В виду того, что с высотой меняется только скорость, потребная для горизонтального полета самолета, можно ограничиться вычислением кривой Пэно только для случая, когда $\Delta = 1$, т. е. для полета близ земли, а изменение ско-

ростей при полетах на высоте можно учитывать дополнительными масштабами оси абсцисс (см. фиг. 1). Для построения этой сетки масштабов скоростей для различных высот следует для каждой высоты начальный масштаб оси абсцисс уменьшать

в $\sqrt{\frac{1}{\Delta}}$ раз. Читать скорости на высотах

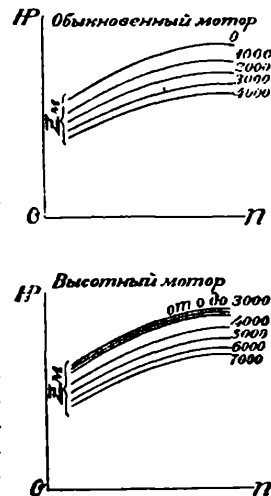
следует так, как показано на фиг. 1, т. е., если на уровне моря скорость самолета $V = 42$ м/сек, то на высоте 4000 м она будет равна 51,5 м/сек.

4. Высотная характеристика мотора. Если высотная характеристика мотора, т. е. зависимость мощности от числа оборотов, неизвестна из опытов, то ее приходится строить приближенно. При таком построении считают, что индикаторная мощность мотора изменяется пропорционально плотности воздуха, а механические потери не зависят от высоты и пропорциональны числу оборотов мотора. Механическим кпд мотора, $\eta_{мех.}$, можно задаваться, считая, что у современных стационарных моторов при нормальных числах оборотов $\eta_{мех.} \approx 0,88$, а у ротативных $\eta_{мех.} \approx 0,80$. Построение высотной характеристики мотора обычно производят таким обр.: находят механические потери мотора при нормальном числе оборотов, к-рые определяют формулой:

$$H_{мех.} = H_{эф.0} \frac{1 - \eta_{мех.}}{\eta_{мех.}}, \quad (4)$$

где $H_{эф.0}$ — эффективная мощность мотора, соответствующая нормальному числу оборотов. Далее откладывают эти потери в том же масштабе мощности снизу оси абсцисс, как показано на фиг. 4, и, соединяя конец этого отрезка с началом координат, получают прямую On' , выражающую величину механических потерь мотора при всех числах оборотов. Ординаты Aa' , Bb' и Cc' изображают индикаторные мощности мотора;

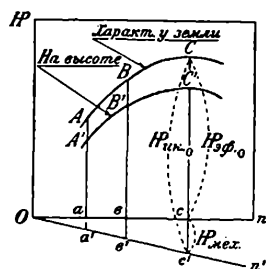
умножая величины этих ординат (отсчитываемых от оси On') на плотность воздуха Δ , соответствующую той высоте, для которой строится характеристика, и, откладывая полученные значения вверх от оси On' , находят искомую высотную характеристику мотора. Примерный вид высотной характеристики обыкновенного мотора изображен на фиг. 3 (вверху). Если мотор сповышенной степени сжатия и может сохранять свою мощность до некоторой высоты, то прежде всего нужно знать эту высоту. Построение же характеристики такого мотора при больших высотах делается так же, как и на фиг. 4, но только вместо действительной земной



Фиг. 3.

до некоторой высоты, то прежде всего нужно знать эту высоту. Построение же характеристики такого мотора при больших высотах делается так же, как и на фиг. 4, но только вместо действительной земной

кривой *ABC* берется кривая эффектив. мощности такого мотора при работе его у земли на полном газе при условии отсутствия *детонации* (см.), т. е. при полном открытии дросселя. Такая мощность называется экви-



Фиг. 4.

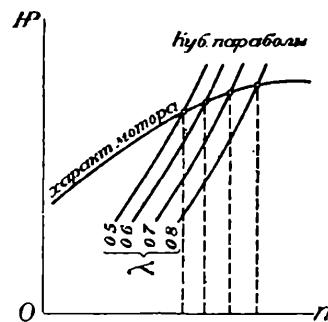
ло оборотов мотора, мощность мотора и скорость полета, при которой желательно иметь максимальный коэффициент полезного действия винта. Указанная выше скорость называется расчетной скоростью винта. Число оборотов и мощность мотора при подборе винта всегда бывают известны, и, следовательно, остается выбрать только расчетную скорость винта. Рассмотрим два возможных при этом случая: 1) Самолет с обыкновенным мотором. Когда машина при заданной мощности мотора должна развивать наибольшую скорость горизонтального полета, то расчетной скоростью винта должна быть V_{max} , к-рая может быть определена предварительными прикидками. Если машина, по заданию, должна хорошо забирать высоту и иметь возможно больший потолок, то за расчетную скорость винта следует принимать наивыгоднейшую скорость для подъема. На фиг. 1 эта скорость обыкновенно лежит вблизи точки с кривой Пэно, а у современных самолетов ее часто принимают равной $0,7 V_{max}$. Большинство же современных самолетов с большим избытком мощности имеет расчетные скорости винтов: $V_{расч.} = 0,8 - 0,9 V_{max}$. Зная расчетную скорость винта, мощность и число оборотов мотора, а также имея характеристики различных серий испытанных винтов, задаваясь диаметром, выбирают из этих серий винт, дающий V_{max} . Если характеристики испытанных серий винтов изображены на логарифмических графиках, то подбор винта легче всего производить, пользуясь ими (см. *Винт воздушный*). 2) Самолет с высотным мотором. Подбор винта к самолету с высотным мотором сложнее, так как винт, рассчитанный на земную скорость, на высоте будет разгоняться, а винт, рассчитанный на определенную скорость на высоте, может оказаться несколько тяжелым при взлете и при полетах близ земли. Решение вопроса о расчетной скорости винта в таких случаях находят прикидками, которые удобно производить способом Рита. Если мотор может сохранять свою мощность до больших высот, то подбор винта из серии обыкновенных винтов иногда может оказаться невозможным. Тогда приходится проектировать специальный винт с поворотными лопастями.

6. Построение характеристики винтомоторной группы. Для построения высотной характеристики наносят на график значения высотных мощностей мотора. Когда винт выбран по логарифмическим графикам, то сочетание его характеристики с характеристикой мотора проще и быстрее делать по способу Рита. Во всех остальных случаях можно указать на следующий способ: задавшись рядом подходящих значений для характеристики режима

полета $\lambda = \frac{V}{n_s D}$, по кривым коэффициента мощности β и кпд винта η определяют ряд соответствующих им значений β и η . По этим величинам вычисляют требуемую для винта мощность $P_{\text{в}}$, которая для каждого значения λ будет равна

$$H_{\theta} = \frac{e\beta}{75} D^5 n_y^3 = \text{Const.} \cdot n_y^3. \quad (5)$$

Т. к. число оборотов всей винтомоторной группы неизвестно, то для каждого данного значения λ нужно на графике характеристики мотора (фиг. 5) нанести построенные по ф-ле (5)

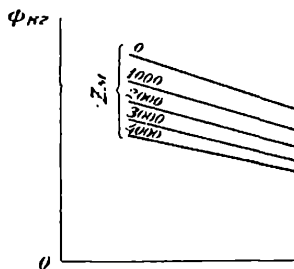


Фиг. 5.

$$\lambda = \frac{V}{n \cdot D}. \text{ Зная же}$$

n_s —число об/сек., D —диаметр винта в m и λ , находят скорости полета $V_1 = \lambda_1 n_{s_1} D$; $V_2 = \lambda_2 n_{s_2} D$ и т. д. и соответствующие этим скоростям тяги, развиваемые винтомоторной группой $\Phi_1 = \eta_1 \frac{N_{1.75}}{V_1}$; $\Phi_2 = \eta_2 \frac{N_{2.75}}{V_2}$; $\Phi_3 = \eta_3 \frac{N_{3.75}}{V_3}$,

и т. д. Для построения характеристики винтомоторной группы на высоте следует брать вместо характеристики мотора у земли его высотные характеристики, но только изменять мощности, потребляемые винтом, пропорционально относительной плот-



Фиг. 6.

Фиг. 6. 7. Учет взаимного влияния винта и частей самолета. Прежде чем нанести найденную высотную характеристику винтомоторной группы на график фиг. 1, следует ее исправить на взаимное влияние винта и частей самолета, которое заключается в следующем:

а) Влияние винта на лобовое сопротивление частей самолета. Можно приближенно считать, что от влияния струи винта лобовое сопротивление фюзеляжа R_0 увеличивается в отношении

$$\frac{R}{R_0} = 1 + \left(1 + \frac{1}{4C_x}\right) B \quad (6)$$

при тянущих винтах и

$$\frac{R}{R_0} = 1 + \frac{1}{3C_x} B \quad (7)$$

при толкающих винтах. Лобовое сопротивление остальных частей самолета, находящихся в струе винта, возрастает в отношении

$$\frac{R}{R_0} = 1 + 2B, \quad (8)$$

где B — коэфф. нагрузки на ометаемую винтом площадь, C_x — коэфф. сопротивления фюзеляжа. б) Влияние частей самолета на работу винта. На винт влияет главным образом только фюзеляж. Его влияние можно учитывать, сдвигая кривые коэффициента тяги и мощности вдоль оси λ в сторону увеличения λ на некоторую величину $\epsilon\lambda$, где ϵ определяется по формуле:

$$\epsilon = 5 \frac{\sigma_1}{F} \sqrt{\frac{S}{F}} \quad (9)$$

при тянущих винтах и

$$\epsilon = 3 \frac{\sigma_1}{F} \sqrt{\frac{S}{F}} \quad (10)$$

при толкающих винтах. Здесь σ_1 — поверхность эквивалентной плоской пластинки для фюзеляжа в m^2 , F — ометаемая винтом площадь в m^2 , S — площадь миделя фюзеляжа в m^2 . Кпд винта на самолете $\eta_{сам}$ выражается через кпд изолированного винта $\eta_{из}$ таким образом:

$$\eta_{сам} = \eta_{из} (1 + \epsilon) \left(1 - \frac{a \cdot 0,64 \sigma_1}{F} - \frac{2 \cdot 0,64 \sigma_2}{F}\right), \quad (11)$$

где σ_2 — площадь эквивалентной плоской пластинки для остальных деталей (кроме фюзеляжа), находящихся в струе винта. Индексы λ' и λ при η показывают, что винт на самолете работает при режиме λ' , а изолированный винт работал бы при режиме λ . Связь между λ' и λ такая:

$$\lambda' = \lambda (1 + \epsilon). \quad (12)$$

Коэффициент a , входящий в формулу (11), имеет значение:

$$a = 1 + \frac{1}{4C_x} \quad (13)$$

при тянущих винтах и

$$a = \frac{1}{3C_x} \quad (14)$$

при толкающих винтах. Следовательно, когда характеристика винтомоторной группы дана в координатах тяги и скорости, учет обдувки можно производить по Ф-лам:

$$\Phi_1 = \Phi (1 + \epsilon) \left(1 - \frac{a \cdot 0,64 \sigma_1}{F} - \frac{1,28 \sigma_2}{F}\right) \quad (15)$$

$$V_1 = V (1 + \epsilon), \quad (16)$$

т. е. все точки abc кривой полезных тяг (фиг. 7) следует опустить в положение $a'b'c'$

и затем сдвинуть вправо в положение $a''b''c''$. Кривая, проведенная через точки $a''b''c''$, и будет окончательной кривой полезных тяг с учетом всех влияний. Прodelывая те же операции и с высотными кривыми, получают полную характеристику винтомоторной группы. Построив эти окончательные кривые полезных тяг на фиг. 1, но только таким обр., чтобы их масштабы по оси абсцисс для каждой высоты соответствовали масштабам сетки, получают требуемое совмещение кривой Пэно с высотной характеристикой винтомоторной группы (фиг. 1), что позволяет довольно быстро найти все аэродинамические характеристики самолета.

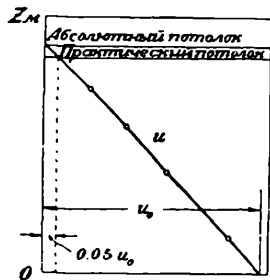
8. Определение вертикальных скоростей, потолка и скороподъемности самолета. Барограмма. Вертикальную скорость при подъеме самолета обыкновенно определяют по наибольшему избытку мощности, развиваемой винтомоторной группой, над мощностью, потребной для горизонтального полета. Этот наибольший избыток мощности определяется из фиг. 1 несколькими прикидками в области bc кривой Пэно по формуле*:

$$\Delta T = \Phi V - QV = (\Phi - Q)V. \quad (17)$$

Вертикальная скорость самолета выражается формулой:

$$u = \frac{\Delta T}{G_0} = \frac{(\Phi - Q)V}{G_0} \text{ м/сек}, \quad (18)$$

где G_0 — полный вес самолета в кг. Когда вертикальные скорости определены на нескольких высотах, их значения наносят на график в функции высоты (фиг. 8) и через полученные точки проводят главную кривую, которая в пересечении с осью ординат определяет абсолютный потолок самолета. Тот же график (фиг. 8)



Фиг. 8.

позволяет найти и практический потолок самолета, который в СССР определяется предельной вертикальной скоростью:

$$u_{пред} = 0,05 u_0, \quad (19)$$

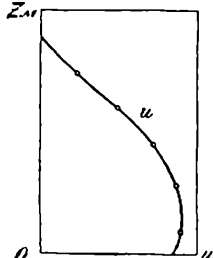
где u_0 — наибольшая вертикальная скорость у земли (на уровне моря). У самолетов, которые снабжены обыкновен., невысокими

* Формула (17) приближенная, т. к. в ней не учтено влияние наклона траектории полета, но ошибка в самом крайнем случае (истребитель с большим избытком мощности) не будет более 3%.

моторами, закон изменения с высотой вертикальных скоростей обыкновенно выражается прямой или весьма близкой к ней пологой кривой. В этом случае для вычисления скороподъемности самолета можно пользоваться формулой:

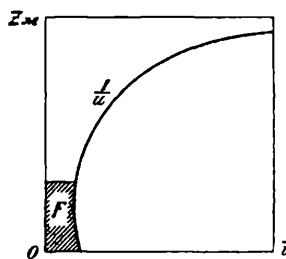
$$t_m = 0,0384 \frac{H}{u_0} \lg \frac{1}{1 - \frac{Z}{H}}, \quad (20)$$

где H — абсолютный потолок в м, u_0 — вертикальная скорость в начале подъема в м/сек, t_m — время подъема в минутах на желаемую высоту Z . Если закон изменения с высотой вертикальных скоростей выражается не прямой, а какой-либо кривой, как на фиг. 9, что может иметь место при высотных моторах, то вычисление скороподъемности делается таким образом: вычисляют и строят в функции высоты значения величин, обратных вертикальной скорости $\frac{1}{u}$, как это сделано для примера на фиг. 10, и планиметрируют площадки F , которые в некотором масштабе выражают время подъема на желаемую высоту. Найденные значения времени подъема на различные высоты изображают графически. Такие графики называются барограммами подъема самолета.



Фиг. 9.

9. Определение скоростей на различных режимах полета самолета. Максимальные скорости горизонтального полета самолета на различных высотах определяются точками пересечения кривой Пэно с кривыми тяг, развиваемых винтомоторной группой при малых углах атаки. Напр., на фиг. 1 точка d определяет максимальную скорость горизонтального полета близ земли (на уровне моря). Точка с кривой Пэно, соответствующая минимому тяги, потребной для установившегося горизонтального полета, определяет так наз. наимыгоднейшую скорость самолета. Точка b кривой Пэно, соответствующая минимуму затрачиваемой на полет мощности, определяет экономическую скорость самолета. Наконец, точка a кривой Пэно определяет ту минимальную скорость самолета, при которой для него еще возможен установившийся горизонтальный полет. Эта скорость называется посадочной скоростью и определяется формулой (3) при максимальном значении коэффициента подъемной силы $C_{y_{max}}$.



Фиг. 10.

Читая все вышеупомянутые скорости на высотах при помощи сетки высотных масштабов следует так, как показано на фиг. 1 стрелками и пунктиром (штриховой линией).

Лит.: Александров В. Л., Аэродинамический расчет аэропланов, Манин, М., 1922; Юрьев Б. Н., Крылья типа Юнкерс. — Новый прием аэродинамического расчета самолетов, изд. Высш. воен. редакц. совета, М., 1922; Александров В. Л., Пассажирский самолет ЦАГИ АК 1. Его проектирование, постройка и испытание. (Материалы по проектированию самолетов.) «Труды ЦАГИ», выпуск 17, изд. НТО ВСНХ, Москва, 1925; Юрьев Б. Н., Воздушные гребные винты (пропеллеры), «Труды ЦАГИ», вып. 10, изд. НТО ВСНХ, Москва, 1925; Юрьев Б. Н., Индуктивное сопротивление крыльев аэроплана, «Труды ЦАГИ», вып. 20, изд. НТО ВСНХ, М., 1926; Виганд К. А. и Лыкошин В. А., Графо-аналитический аэродинамический расчет самолета по методу инж. Чадвика, изд. КУБУЧ, Л., 1925; Ветчинкин В. П., Каменев С. И. и Ченцов Н. Г., Динамика полетов, «Труды ЦАГИ», вып. 26, изд. НТУ ВСНХ, М., 1927; Соколов П. П., Теория авиации (в элементарном изложении), изд. Высш. шк. вспомог. служб Кр. возд. флота, М., 1924; Бадер Г. (перевод и дополн. Лыкошина), Введение в аэропланостроение, изд. КУБУЧ, Л., 1926; Фадеев Н. Н., Аэродинамический расчет планера, изд. Авиаким, М., 1926; Ксандров Д. Н., Аэродинамический расчет аэропланов, изд. Авиосекции Харьк. техн. ин-та, 1925; Devillers R., La dynamique de l'avion, Paris, 1920; Klemm A., A Text-book of Aeronautical Engineering, London, 1925; Birstow L., Applied Aerodynamics, London, 1920; Booth H., Aeroplane Performance Calculations, N. Y., 1921; Technical Reports of the Aeronautics Advisory Committee, L., 1916—1925; Reports of the National Advisory Committee for Aeronautics, Wash., 1917—1925; Fuchs R. und Hopf L., Aerodynamik, Handbuch der Flugzeugkunde, B., 1922. А. Чесалов.

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ЛАБОРАТОРИЯ, лаборатория для исследований движения воздуха и движения различных тел в воздухе. В А. л. ведутся исследования по самолетам, воздушным винтам, вентиляторам и вентиляции, ветряным двигателям, пневматическим элеваторам, отстойникам и т. п. Весьма интересными являются исследования по давлению ветра на гражданские сооружения, по течению газов в дымоходах и топках, исследования снежных заносов и т. д. Основными приборами оборудования лаборатории являются: 1) аэродинамическая труба, в которой получается поток воздуха значительной скорости; труба эта снабжается приборами как для измерения скорости потока, так и для измерения сил, действующих на помещенную в трубу модель (см. *Аэродинамические весы*); 2) прибор для испытания воздушных винтов как работающих на месте (геликоптерный режим), так и движущихся (пропеллерный режим); 3) установка со специальной камерой для испытания вентиляторов при различных нагрузках; 4) ротативная машина для первичной градуировки измерителей скоростей. В настоящее время наиболее значительными по размеру оборудования и по активности являются следующие лаборатории: в Германии — лаборатория проф. Прандтля (в Геттингене), лаборатория заводов Цеппелина (в Фридрихсгафене); во Франции — лаборатория Технической службы авиации (в Исси-ле-Мулино), лаборатория университета в Сен-Сире; в Англии — Национальная физическая лаборатория, Аэродинамический отдел; в СССР — лаборатория Высшего технич. уч-ща (в Москве) и Экспериментально-аэродинамический отдел Центрального аэро-гидродинамического института НТУ ВСНХ. Эта лаборатория, последняя по времени постройки в Европе, обладает весьма мощными установками, между прочим,

наибольшей по диаметру в мире трубой (6 м), а также трубой в 3 м, дающей наибольшую из достигнутых до сих пор характеристик опыта.

Н. Ушанов.

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРУБА, — см. *Аэродинамика* (т. 1, ст. 849).

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ВЕСЫ, особый род сложного динамометра, для измерения сил, действующих на движущееся в воздухе тело или на неподвижное тело, обтекаемое потоком воздуха. В последнем случае А. в. являются основным прибором аэродинамической трубы, в к-рой указанный поток получается. Т. к., в общем случае, при обтекании воздухом тела на последнее действуют силы и пары, направленные произвольно, то при проектировании их на 3 оси, из к-рых одна направлена по потоку, а две другие ему перпендикулярны, получаются 3 компонента силы и 3 компонента пары. Для возможности измерения всех сил и моментов в этом случае требуются так наз. 6-компонентные весы. Однако в большинстве случаев испытываемые тела имеют плоскость симметрии, и, кроме того, направление потока лежит в этой плоскости. В этом случае мы имеем дело только с тремя компонентами — двумя силами и одним моментом, и измерение м. б. произведено на 3-компонентных весах, к-рые и являются наиболее употребительными (см. фиг.). Как правило, А. в.



Схема трехкомпонентных аэродинамических весов: P_1 , P_2 и P_3 — к весам подъемной силы, Q_1 и Q_2 — к весам лобового сопротивления, K_1 , K_2 и K_3 — контргрузы.

имеют две основные части: 1) собственно весы, измеряющие силы, действующие в определенных направлениях, и 2) механизм подвески модели, дающий последней возможность перемещаться в направлениях измеряемых сил и вращаться вокруг осей, по к-рым измеряются моменты. Собственно весы — обычно рычажные, со скользящим по коромыслу грузом для мелких отсчетов и добавочными грузами — для крупных. Реже — весы диафрагменные, дающие величину силы в функции показания манометра. Требуемая чувствительность — от 2 до 20 г, при максимальных нагрузках в 15–150 кг. Механизм подвески модели бывает или жесткий, когда модель укреплена на державке обтекаемой формы, входящей в трубу и укрепленной снаружи на раме, при чем этой раме даются все необходимые перемещения и измеряются силы, действующие на раму, — или проволочный, когда модель удерживается системой растянутых проволок и сама

передает силы отдельным весовым механизмам при помощи соответственных проволок, растянутых контргрузами. Н. Ушанов.

АЭРОДРОМ, участок земли, предназначенный для подъема и спуска самолетов, со всеми сооружениями и техническим оборудованием, необходимыми для регулярной и правильной работы самолетов. Площадь, на к-рой производится взлет и посадка, называется летным полем, или полезной площадью А. Поверхность А. должна быть ровной, по возможности горизонтальной, наклон поверхности допускается не более 0,01 при наименьшей длине наклона от 100 до 200 м. Все местные препятствия — кочки, кусты, канавы, камни и т. д., мешающие движению самолета по земле, д. б. устранены. Грунт д. б. твердым, но достаточно водонепроницаемым. Лучшей естественной поверхностью А. признается поверхность дуга с подзолистым или супесчаным грунтом, покрытая густой невысокой травой. На сырых, низменных А. необходимо устраивать дренаж. Линейные размеры площади, удобной для взлета и посадки самолетов, определяются в зависимости от типа и количества самолетов, работающих на данном аэродроме, и от назначения самого аэродрома.

По основному своему значению все А. подразделяются на: а) военные, б) гражданского воздушного флота, в) А. особого назначения (А. авиационных школ, заводские, испытательные), г) государственные аэропорты, или *воздушные порты* (см.). Опыт и практика показали, что на одном и том же аэродроме часто базируется авиация разного применения — военная, гражданская, учебного назначения и др. Оценка А., входящего в плановую общую сеть А. государства, д. б. произведена как с военной, так и с гражданской точек зрения, с учетом перспектив авиационного строительства и развития сети воздушных сообщений. По значению, характеру и размерам оборудования А. делятся на 4 класса или разряда (классификация, разработанная инж. А. Н. Вегенером). К I классу относятся аэродромы, расположенные в важнейших центрах для обслуживания не только военной авиации, но и гражданской, авиационных заводов, научных учреждений и т. д. Такие аэродромы носят название государственных аэропортов, или воздушных портов. Как военная база государственный аэропорт в мирное время большого значения не имеет: являясь в большинстве случаев аэростанцией международных воздушных сообщений, А. тем самым становится легко доступным для иностранной разведки, что препятствует широкому использованию А. для военной авиации. А. II класса располагаются в областных центрах или стратегических пунктах и служат базами для крупных резервных авиационных соединений и главными узлами сети воздушных сообщений. Все промежуточные А., устраиваемые в больших городах или административных центрах, относятся к А. III класса; они служат стоянками для низших войсковых соединений авиации или воздухоплавания и базами

снабжения на линиях воздушных сообщений. А. IV класса — посадочные площадки, удобные для взлета и посадки, с убежищем для стоянки одиночных самолетов. Размер диаметра в м для А. I и II класса определяется по следующей формуле:

$$D = 2(PK + 3K) + 30,$$

где P — размах самолета K — число самолетов, 3 — интервал между самолетами в м, 30 — ширина нейтральной полосы в м. Размеры полезной площади принимаются в среднем для:

I класса	3—4 км ²
II "	1—1,5 "
III "	500 × 500 м ²
IV "	400 × 400 "

Разбивка А. Главная часть аэродрома, удобная для взлета и посадки и называемая полезной или рабочей площадью, ограничена так называемой стартовой линией, за которую нельзя выносить линию старта.

В центральной части рабочей площади обозначен круг, разбивающий ее на три полосы: взлета, нейтральную и посадки (см. схему). Концентрически к этому кругу разбит круг световых посадочных сигналов для ночных полетов. В полосе подходов размещают аэродромные постройки т. о., чтобы они не служили препятствием для подхода самолетов с любой стороны А., в особенности в направлениях господствующих в данном месте ветров. На передней линии аэродромных сооружений находятся ангары, удаленные от стартовой линии на 70—100 м. Расстояние это определяется высотой ангара: при среднем угле планирования в 10—12° отношение между удалением и высотой ангара принимают равным 7 : 1, чтобы идущий на посадку самолет мог пройти над ангаром без излишней потери рабочей площади. Линия расположения ангара по их фасадам называется ангарной, или фасадной, линией. Полоса между стартовой и фасадной линиями, служащая для подхода на старт подготовленных к полету и для обратного передвижения возвращающихся с рабочей площади к ангарам самолетов, называется стартовой улицей. Часть стартовой улицы аэродрома перед ангарами (20—30 м) вместе с ангарами и полосой сзади них (15—20 м) составляет так называемый аэродромный двор, служащий для сборки самолетов, подготовки их к полету, пробы моторов и пр. Ширина аэродромного двора определяется примерно в 100 м; на нем, кроме ангара, возводят технические сооружения, связанные с полетной работой самолетов. Все остальные постройки выносятся за пределы аэродромного двора, ближе к внешней границе, где прокладывают

подъездные пути в виде шоссе или ж.-д. ветки. По международным правилам каждый А. должен иметь установленные постоянные и временные знаки для управления полетной работой. Постоянные знаки: 1) указатели направления ветра (вымпелы) от 1 до 3, устанавливаемые за пределами рабочей площади в наиболее заметных с воздуха пунктах с отчетливым проектированием на фоне земли; 2) белый круг (зимой черный) в центре рабочей площади, с диаметром равным ширине нейтральной полосы (20—30 м); 3) белые круги (зимой черные) диаметром в 1 м для обозначения границ аэродрома; 4) сигнальная мачта с вымпелом и черным шаром, обозначающая открытие полетов. Временные знаки: 1) указатель направления ветра — посадочное «Т», состоящее из двух полотнищ размером 8×2 м и 5×2 м; 2) указатель направления круга полетов над А.:

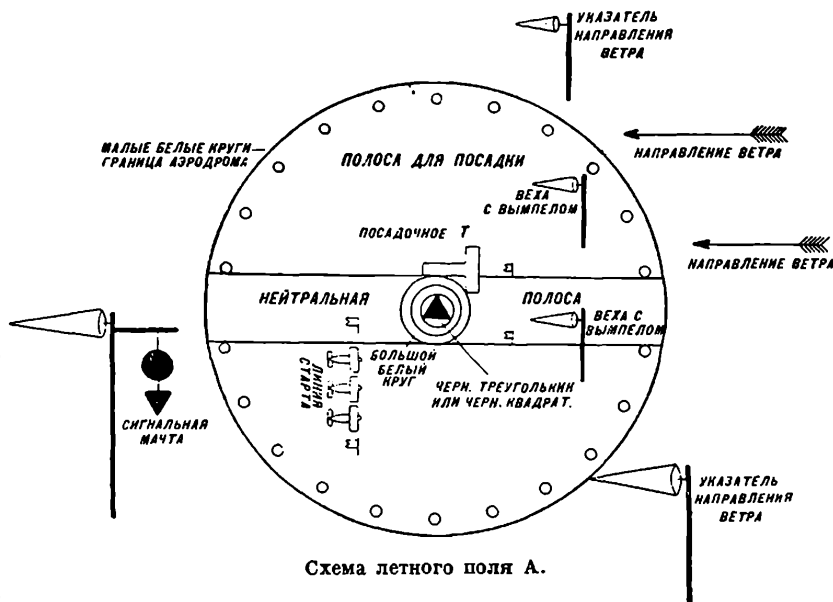


Схема летного поля А.

черный треугольник — круг вправо, черный квадрат — круг влево; 3) два полотнища размером 8×2 м для креста, запрещающего посадку.

Оборудование А. В зависимости от размеров, назначения и характера А. различают и аэродромные сооружения и технич. оборудование, которые составляют главную и существенную часть каждого А. Наиболее типовыми аэродромными сооружениями являются: 1) специальные помещения для хранения самолетов — ангары (см.); 2) эллинги (см.) и причальные мачты для дирижаблей; 3) аэродромные мастерские для ремонта самолетов и моторов; размеры и назначение отдельных помещений зависят от деятельности и характера аэродрома и типа самолетов и моторов; по существу мастерские мало отличаются от аэропланно- и моторостроительных заводов; 4) складочные помещения на А. — для бензина, масла, огнеопасных и взрывчатых веществ. На аэродромах I класса и воздушных портах устраивают усовершенствованные подземные бензинохранилища с подачей бензина

под действием инертного газа. При расчете бензина и маслохранилищ принимают, что на 1 HP/ч. в современных моторах в среднем расходуется около 0,22—0,25 кг горючего (бензина, бензола) и около 0,02 кг масла. Продолжительность полета подсчитывают по емкости баков на самолетах и по времени эксплуатации самолета. Исходя из этого расчета, количества бензина и масла принимают для центральных баз в размере 3-месячного (ок. 6 000—8 000 гл бензина и 600—800 гл масла), для опорных баз — месячного и для питательных пунктов — двухнедельн. запасов; 5) станционные службы и помещения для личного состава располагаются в отдельных и общих зданиях. Специальные аэровокзалы устраиваются только в больших воздушных портах; при них имеются залы ожидания, багажные и билетные кассы, таможенное отделение, телеграф, служебные помещения, буфет, почта. Технические помещения, здание комендантуры А., где сосредоточивается администрация А., и помещения для специальных служб — аэронавигации, метеорологии, радио — сооружаются в наиболее удобном для постоянного наблюдения за А. месте. Кроме названных помещений, для служебного персонала д. б. устроены убежища на случай бомбардировки и газовой атаки А. (см. *Газоубежища*). Тип убежищ и их конструкция зависят от характера газа, значения и величины А.; 6) водо- и маслогрейки применяются в холодных районах для подогревания масла для моторов и воды для радиаторов самолетов; обычно они располагаются возле аэростанций или мастерских; 7) компасные площадки, служащие для проверки компасов до установки на самолете, устраивают на возможно большом расстоянии (не менее 100 м) от всех сооружений, имеющих металлические части, влияющие на магнитную стрелку; 8) световые колодцы на А. служат для помещения ламп, указывающих границы А., направление ветра и место посадки. Колодцы, закрытые сверху на уровне земли толстым стеклом, делают из бетона, кирпича или дерева и освещают ацетиленовыми или электрич. лампами. Размеры колодцев должны соответствовать системе освещения; обычно их делают диаметром и глубиной не менее 1 м. Устройство световых колодцев целесообразно только в мало-снежных районах и на постоянных А. с ночными полетами. Кроме световых колодцев устраивают сигнализационные световые маяки с неподвижными и вращающимися огнями (см. *Аэромаяк*). А. I и II класса должны иметь всевозможные средства связи — телефон, телеграф, радиостанцию, автотранспорт, шоссе, подземные дороги, трамваи, подъездные пути для разгрузки и нагрузки, с возможно широким применением вообще всех средств сообщения для обеспечения регулярной работы А. и немедленной подачи первой помощи при авариях и вынужденных спусках воздушных судов.

Лит.: Вегенер А. Н., Аэродромы, «Труды ЦАГИ», вып. 9, М., 1924; Хрипин В., Андреев Е., Тулопов Н., Аэродром сухопутной и морской авиации, М., 1925; «Воздушный справочник», т. 4, Москва, 1927; Сборник законов и распоряжений по гражданской авиации, М., 1924; Лебедев Н.,

Создание одного аэродрома, «ВВФ», I, М., 1924; Le rôle de l'Etat dans les transports aériens, «L'Aéronautique», 80, p. 35, P., 1926; Duval A. B., Le problème de l'aérodrome dégagé au maximum, «L'Aéronautique», 69, Paris, 1925; Thomas M., L'aménagement et l'entretien des terrains d'aviation, «L'Aéronautique», 71, 72, 73, 74, P., 1925.

АЭРОЛАКИ, авиационные лаки специального назначения, применяемые для покрытия и наводки несущих поверхностей аэропланов и оболочек дирижаблей наружных и внутренних. Аэролаки придают тканям такую упругость, гладкость и газонепроницаемость, каких до сих пор не удалось получить другими средствами. От тканей, покрытых аэролаками, требуется сложное сочетание трудно соединимых качеств, и притом каждое качество — высокой степени. Именно: гибкость, упругость, прочность на разрыв, прочность на излом при многократном перегибании складки, воздухо- и вообще газонепроницаемость, негигроскопичность и водоупорность, стойкость против атмосферных воздействий, бензино- и маслястойкость, нечувствительность к колебаниям t° , стойкость против действия света, невоспламеняемость и способность при высыхании А. оставаться натянутой. Кроме того, сюда присоединяются требования чисто военные, маскировочного характера и другие, в силу которых А. должны быть того или иного цвета или вполне прозрачны, и требования экономические, к-рым иногда трудно удовлетворить в виду сложности производства потребных хим. материалов. Наконец, необходимость покрытия А. больших поверхностей и связанное с этим развитие большого количества паров растворителей ведут к серьезным требованиям в отношении А. и со стороны охраны труда. В настоящее время совокупность требований, предъявляемых к А., в значительной мере удовлетворяется применением сложных эфиров (эстеров) целлюлозы.

Начальный толчок эта отрасль промышленности получила в 1882 г. Первые шаги были сделаны в Америке, затем в Англии и в Германии и, наконец, во Франции. Широкое развитие аэролаковой промышленности относится лишь к последнему 15-летию и было существенно связано с условиями и потребностями военного времени. Возможность производства А. в СССР всецело определяется состоянием общей хим. промышленности. До 1918—20 гг. на аэропланостроительных з-дах применялись А. только заграничного производства. В 1921 г. были организованы первые опыты производства А. на одном из заводов ГУВП. Опыты дали вполне удовлетворительные результаты, и в настоящее время все аэропланостроительные з-ды СССР и части воздушного флота снабжаются А. только собственного производства. А. различны по своему назначению и по составу. Однако во всех случаях состав их м. б. подведен под общую схему, устанавливающую функцию отдельных составных частей. Функциональными компонентами А. служат: 1) лаковое тело — твердое вещество, представляющее сложный эфир (эстер) целлюлозы; 2) растворитель лакового тела — летучая жидкость, способная вызвать набухание лакового тела и перевести его