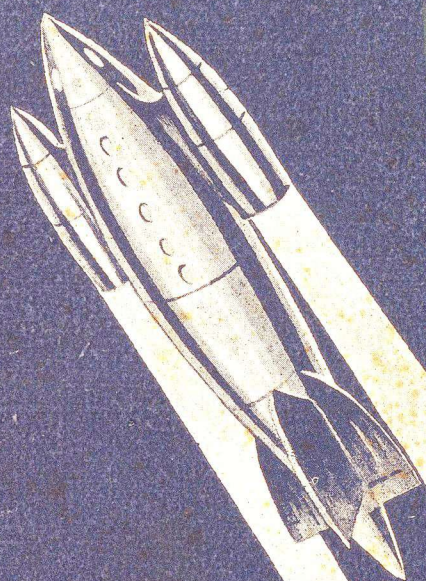


МЕЖПЛАНЕТНЫЕ СООБЩЕНИЯ

Н. А. РЫНИН



РАКЕТЫ

Н. А. РЫНИН
МЕЖПЛАНЕТНЫЕ СООБЩЕНИЯ

РАКЕТЫ И ДВИГАТЕЛИ ПРЯМОЙ РЕАКЦИИ

(ИСТОРИЯ, ТЕОРИЯ И ТЕХНИКА)

ЛЕНИНГРАД
1929

Изд. Н. А. РЫНИНА.

Ленинградский Областлит № 16006.

Тираж 800 экз.

2-я типография Транспечати НКПС.—Ленинград. Улица Правды, 15.

ОТ АВТОРА

Настоящая книга представляет собою один из независимых выпусков предпринятого автором общего труда „Межпланетные сообщения в фантазиях романистов и в проектах ученых“.

Первые два выпуска: „Мечты, легенды и первые фантазии“ и „Космические корабли в фантазиях романистов“ уже вышли в свет. Третий выпуск „Лучистая энергия в фантазиях романистов“ печатается и выйдет в свет в январе 1929 г.

Упомянутые три выпуска составляют первую часть труда и охватывают фантазии, относящиеся к межпланетным сообщениям. Начиная же с этого выпуска, излагаются проекты ученых, которые занимались вопросами межпланетных сообщений, и описываются опыты, произведенные в этом направлении. Следующие выпуски будут:

Суперавиация и суперартиллерия.

К. Э. Циолковский. Его жизнь и работы.

Теория космического полета. (Работы Годдара, Оберта, Гоманна, Лебедева, Эсно-Пельтри, Лоренца, Шерщевского и др.).

Теория реактивного движения (печатается).

Элементы астрономии в применении к межпланетным сообщениям. Библиография, хронология и указатель.

Хотя весь труд уже приготовлен к печати, но издавать его, по материальным условиям, приходится отдельными выпусками, и когда выйдут в свет последующие, трудно сказать.

Все замечания относительно настоящего и уже вышедших в свет выпусков просьба направлять автору по адресу: Ленинград, Коломенская ул. 37, кв. 25. Николаю Алексеевичу Рынину. Требования же о высылке направлять по адресу или автора или издательства П. П. Сойкина, Ленинград, Стремянная ул. 8.

Н. Рынин.

29 ноября 1928 г.

„Необходимо, чтобы все было готово к тому времени, когда физики дадут в распоряжение человечества могущественный источник энергии (внутриатомную). Тогда и состоятся межпланетные сообщения.

Р. Эсно-Пельтри.

ВВЕДЕНИЕ.

Реактивный двигатель нашел себе в настоящее время широкое применение в технике. В сущности, все современные аэропланы, дирижабли, вертолеты и автожиры пользуются таковыми двигателями. Однако, в этих двигателях сила взрыва горючего вещества не прямо дает движущую аппаратную силу, а идет сначала на вращение пропеллера, который, действуя на воздух, создает реакцию, а последняя и двигает аппарат. Таким образом, в перечисленных аппаратах применяется реактивный двигатель с не прямой реакцией; между взрывчатым веществом и движущей реакцией появляется коммиссионер, в виде пропеллера, который поглощает часть энергии. Кроме того, такие двигатели применимы лишь там, где есть окружающая среда — вода, воздух, которая и создавала бы реакцию.

Мысль избежать коммиссионера в виде пропеллера и тем повысить коэффициент полезного действия двигателя с одной стороны, а с другой — заманчивая идея летать в межпланетном пространстве, где нет опоры для пропеллера в окружающей среде, заставили многочисленных изобретателей искать пути к созданию реактивного двигателя с прямой реакцией, в котором энергия взрыва непосредственно сообщала бы движение аппарату при помощи реакции или отдачи.

И здесь, как показывает история, эта идея воплотилась сначала в виде игрушки-ракеты, служившей для увеселения людей ¹⁾, и лишь потом появились применения ее в других аппаратах.

Однако, невольно возникает вопрос, почему же, несмотря на кажущуюся несомненную выгодность реактивного двигателя с прямой реакцией, он пока только применяется в ракетах и не нашел себе применения в других областях техники ²⁾.

Ответом на это является, повидимому, то, что до недавнего времени этому мешали следующие обстоятельства:

1. Трудность технического осуществления такого двигателя, так как при взрывах образуется весьма высокая температура, которая вредно действует на материал двигателя; необходимо разработать способы его охлаждения.

¹⁾ Напомним, что прототипом воздушного шара служили мыльные пузыри. а аэроплана — бумажная стрелка и воздушный змей.

²⁾ Мы здесь не говорим о реактивных турбинах.

2. Быстрота сгорания сильно действующих взрывчатых веществ. Необходимо изобрести приспособления, уменьшающие эту быстроту.

3. Опасность обращения с этими веществами. Необходимо изобрести разные предохранительные устройства.

4. Недостаточность удельной энергии взрывчатого вещества, т. е. запаса ее в лошадиных силах на единицу его веса. Идеальный исход мог бы быть найден, когда удастся без особого труда использовать внутриатомную энергию вещества.

5. Трудность надлежащего использования энергии взрыва при быстром его действии. Выгодность двигателя прямой реакции заключается именно в том, чтобы в короткий промежуток времени развить большую скорость и перенести аппарат на большое расстояние. Однако, возникающие при этом большие ускорения при начале движения и замедления при остановке опасны не только для людей, но и для самого аппарата. Следовательно, необходимо обследовать и этот вопрос.

Последние работы К. Циолковского, Вальера, Оберта, Годдара и Гоманна уже довольно широко осветили упомянутые вопросы с теоретической и, отчасти, с экспериментальной (Годдар, Винклер, Вальер и др.) стороны.

Кроме того, работа изобретателей на протяжении ряда столетий накопила и поучительный опытный материал. Поэтому можно надеяться, что современная могущественная техника обратит более серьезное внимание на двигатели с прямой реакцией и выработает их тип, пригодный для осуществления самого быстрого способа передвижения и, в частности, для межпланетного.

В дальнейшем мы разбираем вопрос о двигателях именно прямой реакции и будем придерживаться следующего порядка. В начале изложим принцип работы реактивного двигателя, осветив его примерами, затем изложим краткую историю ракет, так как они являются прототипом реактивных двигателей прямой реакции, и так как принцип устройства их повидимому получит развитие в будущих подобных двигателях. Далее будет изложена история развития вообще реактивных двигателей прямой реакции, причем мы их классифицируем по следующим признакам:

1. По роду извергаемого вещества: вода, воздух, пар, газы, продукты взрыва.

2. По месту передвижения: по воде, воздуху и земле.

3. По типу повозок: экипажи, суда, поезда, аэропланы, дирижабли, helicopters, реактивные аппараты.

4. По назначению: перевозка животных, людей, сигнализация, спасательные цели, боевые задачи (поражение, зажигание), освещение, фотографирование и увеселение.

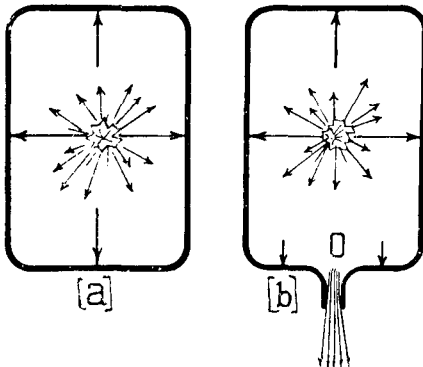
Далее приведем некоторые теоретические исследования, предложенные различными учеными для выяснения работы двигателей прямой реакции.

В заключение будут изложены основные положения межпланетного полета, подробностям которого будут посвящены следующие выпуски.

ГЛАВА I.

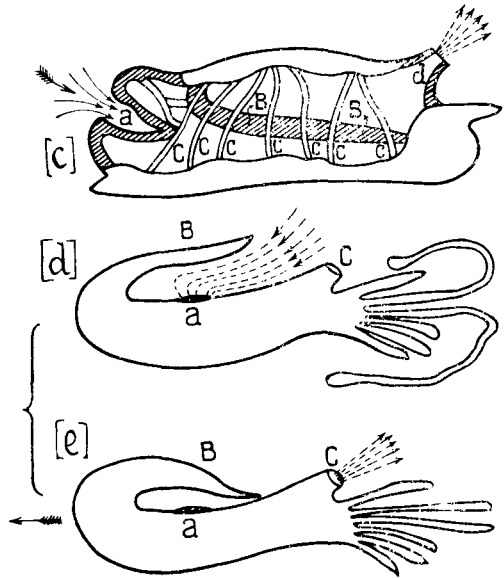
Принцип реактивного действия.

Принцип работы ракеты заключается в следующем (черт. 1 а и б). Предположим, что внутри замкнутого со всех сторон сосуда (черт. а) произошел взрыв. Образовавшиеся газы будут тогда оказывать одинаковое давление на все стенки сосуда. Сделаем теперь в нижней стенке сосуда отверстие о (черт. б). Тогда газы устремятся в это отверстие; получится разность давлений на нижнюю и верхнюю стенки сосуда, которая будет направлена вверх, и сосуд, под влиянием этой разности, может подняться в противоположную отверстию сторону. Чем меньше будет сопротивление воздуха выходящим газам и чем больше скорость их, тем сильнее будет отдача или реакция.



Черт. 1.

а и б Схема реактивного действия. с — движение сальпы. d и e — движение каракатицы.



а) Реактивные аппараты в природе.

В природе мы имеем ряд примеров передвижения при помощи реакции. На чер. 1 с изображено морское животное „сальпа“, в $\frac{1}{4}$ натуральной величины, которое движется реакцией, вытесняемой из тела воды. Последняя сначала через переднее отверстие а набирается внутрь тела, проходит через жабры в в; затем туловище при помощи мускулов сс сокращается, и вода с силою выбрасывается наружу через воронкообразное

отверстие *d*. Получающаяся реакция и заставляет сальпу двигаться в воде в противоположном направлении.

Другой пример движения в воде помощью реакции представляет сепия или каракатица (черт. 1 *d* и *e*); около тела ее имеется складка в виде мантии; в полость между мантией и туловищем каракатица через отверстие *a* засасывает воду, а затем с силою выбрасывает ее через воронкообразное отверстие *c*.

Так же перемещаются медузы и личинки стрекоз. Осетр, взбираясь вверх по стремнинам и водопадам, ударами хвоста о воду прыгает вперед довольно далеко. Растение—бешеный огурец (черт. 2), который при созревании отпадает от ветки, раскрывается с одного конца и через образовавшееся отверстие с силою выбрасывает семена, отлетая сам в противоположную сторону.



Черт. 2. Бешеный огурец.

б) Реактивные игрушки.

Принцип реакции для приведения в движение предметов находит себе применение в устройстве детских игрушек. На черт. 3 *a* изображены в двух разрезах реактивный пароходик, котел которого сделан из скорлупы куриного яйца, а в последнее налита вода. В узком конце яйца имеется отверстие. Если нагревать воду в яйце до кипения, то образовавшиеся пары будут с силою вырываться через отверстие яйца, и реакция их заставит пароходик плыть по воде по направлению стрелки. Топка состоит из скорлупы, в которую налит керосин или положен кусок ваты, облитой спиртом.

Другая игрушка—плавающая рыба, изображена на черт. 3 *b*, она вырезана из тонкого картона. Если в круглое отверстие капнуть масло, то последнее, растекаясь в воде и двигаясь вдоль канала *mn*, будет реакцией двигать рыбку по воде по стрелке.

с) Опыты реактивного действия.

1. Если человек, стоящий на гладком полу на роликовых коньках или на шариках, бросит с силою назад какой-нибудь груз, то он покатится вперед.

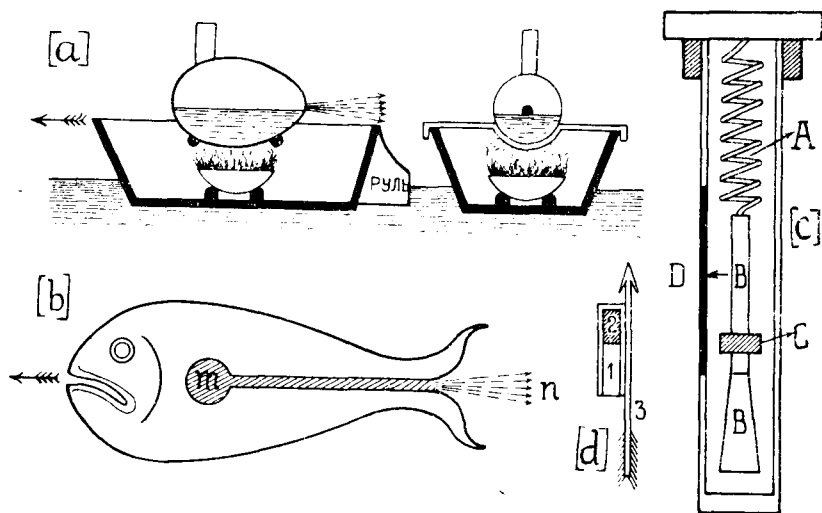
2. Отдачу испытывает человек, стреляющий из ружья. Эта отдача давит на его плечо.

3. Пушка при выстреле под влиянием отдачи откатится назад, если ее не укрепить.

Интересны опыты американского профессора Годдара, которые он произвел с ракетой, чтобы показать, что отдача будет больше в пустоте, чем в атмосфере (черт. 3 *c*).

Взрывная камера ракеты была помещена в резервуар, воздух в котором был разрежен до $1/1500$ нормального атмосферного давления. Камера ракеты *B*, показанная на чертеже, оттягивалась вниз посредством груза *C*

и висела на спиральной пружине A . При поджигании ракеты газы, начинавшие вырываться из нее по направлению вниз, поднимали ракету вверх, в чем можно убедиться по черте, проводимой камерой по закопченному стеклу D . Возвратный толчек газов предотвращался путем отвода их



Черт. 3. а) и б) Реактивные игрушки. с) Опыт Годдара. d) Китайская огненная стрела.

в трубообразный резервуар, в котором они совершают поступательное движение по кругообразному пути, постепенно замедляя свое движение вследствие трения о стенки. Результаты 50 опытов показали, что ракета в пустоте имеет на 20% больше подъемной силы, чем в воздухе при нормальном атмосферном давлении.

ГЛАВА II.

История развития ракет.

а) Первые применения.

Ракетой называется летательный аппарат тяжелее воздуха, движущийся отдачей или реакцией вырывающихся из него газов и вообще материальных частей. Таким образом ракета является реактивным аппаратом. Самое слово „ракета“ происходит от итальянского „rocchetto“ (цевка, веретено, стержень).

Начало появления ракет относится к глубокой древности. Повидимому, впервые они появились за 3000 лет до Р.Х. в Китае, где сначала применялись в качестве забавы для фейерверков, затем в военном деле, для поджогов, а потом, по словам легенды, и для подъема людей. Так, в одной легенде говорится, что китайский мандарин Ван-Гу изготовил два больших параллельных горизонтальных змея, скрепленных с сидением, расположенным между ними, под этим аппаратом было помещено 47 ракет, которые были подожжены одновременно 47 слугами. Однако, ракета под сиденьем мандарина взорвалась неудачно, и от происшедшего пожара, к несчастью, сгорел и сам изобретатель.

Так как состав пороха был китайцам известен еще задолго до открытия его в Европе, то они и применяли его для набивки ракет и метания их при войне в неприятеля в виде „огненных стрел“ (черт 3 d). Такая стрела состояла из бумажной гильзы (1), набитой пороховым составом (2) и привязанной к стрелке (3). Бросали ракету рукой или луком (XI век).

После Китая ракеты начинают появляться и в Европе. Так, римский поэт Клавдиан, живший во времена императора Гонория, описывает праздник в 399 году по Р. Х. в Милане, когда были пущены ракеты. Маркус Грек применял ракеты в 843 году, а Лев Философ изготовлял их в своей тайной лаборатории. Однако, во всех этих ракетах взрывчатый состав был плох, и они начинают развиваться лишь в XIV столетии, после изобретения в Европе пороха.

Боевые ракеты применялись китайцами в 1225 г. после Р. Х. (стрелы); их же применял китайский император Пэн-Кинг.

В 1249 г. арабы пользовались ими при осаде Дамииетты.

Альберт Великий упоминает о них в своем сочинении „De mirabilibus mundi“ в 1265 г.

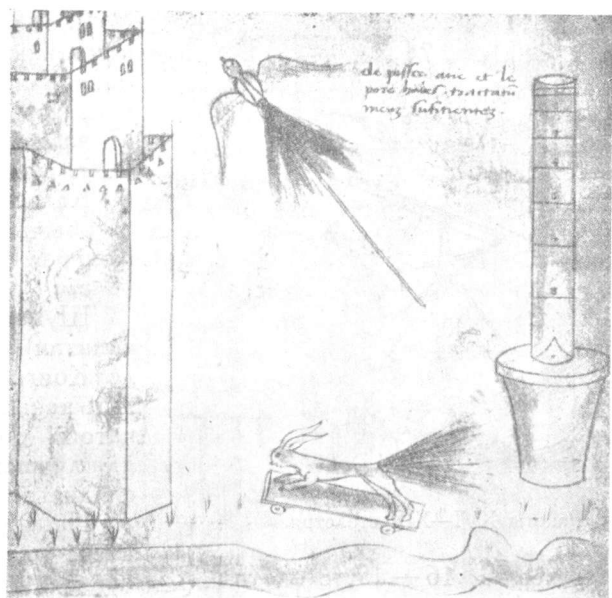
В 1285 г. арабский писатель Гассан-аль-Раммах-Недшим-эддин описывает их как „китайские стрелы“ и указывает на применение их для движения мин.

В 1288 г. король аррагонский Яаим пользуется „летающими огнями“. Муратори упоминает, что в Западной Европе ракета была известна в 1379 г.

В 1405 г. Конрад Кейзер фон Эйхштадт упоминает о ракете с палкой. Де-Фонтана в 1420 году описывает ракеты для подъема мин и торпед в виде голубей, зайцев и рыб. (Черт. 4).

В 1421 г. при осаде Гусситов в Сааце, пускались ракеты в виде голубей для поджега лагеря неприятеля.

Далее в Германии появилось много сочинений по ракетам: Ганса Гартлиба (1437 г.), Иоганна Шмидлапа (1501 г.), Франца Гельма (1530 г.), Рейнгарда Сольмса (1547 г.); последней упоминает о ракете с крыльями,



Черт. 4. Ракетные голуби и зайцы Де-Фонтана.

Лингарда Фронспренгера (1557 г.), Казимира Сименович (1650 г.). Опыты со сравнительно большими ракетами производил Христофор Гейзлер в 1668 г. в Берлине.

Его ракеты весили от 50 до 100 фунтов и предназначались для подъема бомб.

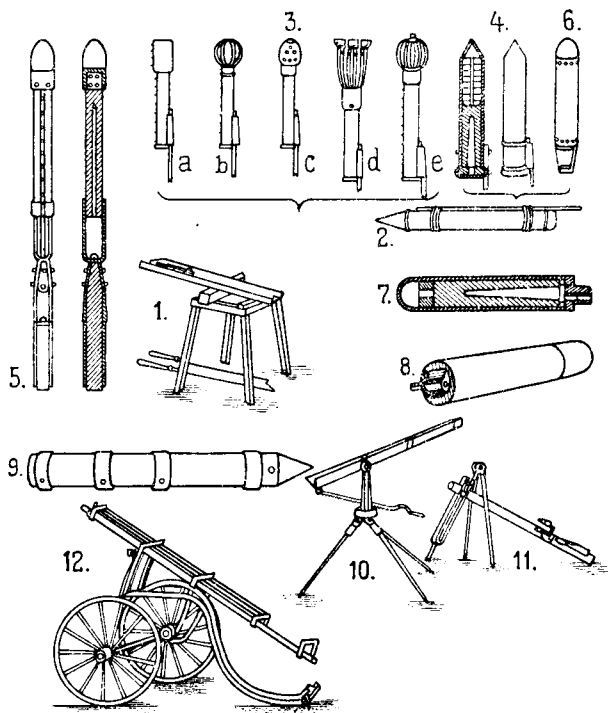
В Индии князь Гандар-Али Мисорский в 1766 г. образовал корпус ракетных стрелков из 1200 человек. Число их его сын Типу-Сагиб увеличил в 1782 г. до 5.000 человек. Оружием служили трубки из бамбука от 3—6 кг, привязанные к палкам длиной 8 фут. Эти ракеты были применены при осаде Серингата в 1799 г.; здесь с ними и познакомился английский генерал Конгрев.

В Европе большой толчок к развитию ракет был дан английским генералом Конгревом, который в конце XVIII уже века применял ракеты в войне с американскими индейцами.

В начале своих опытов (1804 г.) Конгрев достиг дальности полета ракет 4.500 фут., а в 1805 г.—уже 8.000 фут. Позднее же по ракеты летали на 3.000 ярдов (2,7 км) (8 фунт.), 2.500 ярд. (2,3 км) (12 фунт.) и 2.000 ярд. (1,8 км) (28 фунт.).

В 1806 г. англичане бросили с кораблей при осаде Булони около 200 ракет, чтобы произвести пожар.

В 1807 г. они же применяли для пожара Копенгагена 12, 24, 32 и 48—фунтовые ракеты.

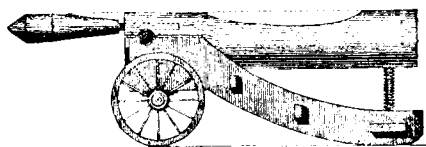


Черт. 5. Ракеты XVI—XIX столетия.

Черт. 5. Ракеты XVI—XIX столетия, именно:

- 1 и 2. Станок для направления ракеты и ракета в 16-м столетии.
3. Ракеты Конгрева в 1804 года.
4. Сигнальная ракета 19-го века.
5. Германская ракета 19-го века.
- 6—7 Ракета Гейля (Hale) (1846 г.).
8. Ракета Гейля весом 73 фунта (1861 г.).
9. Ракета Конгрева (большая).
10. Французский станок для метания ракет.
11. Станок Гейля.
12. Еще станок Гейля.

На рис. 6 изображен еще один станок для метания ракет, построенный около 1805 года Конгревом.



Черт. 6. Станок для метания ракет.

в) Виды ракет.

В настоящее время ракеты достигли большого развития, разнообразия и усовершенствования и применяются для разных целей. Кроме того, многие техники надеются применить принцип реакции, положенный в основу полета ракеты, и к полету людей и артиллерийских снарядов.

Все виды ракет могут быть классифицированы следующим образом:
По назначению: 1. Фейерверочные:

- а) сигнальные или шлаговые — они, поднявшись на высоту, лопаются и производят сильный звук.
- б) светящие — для освещения местности.
- в) со звездами.
- г) вихревая.
- е) Гермесов жезл.

2. Боевые:

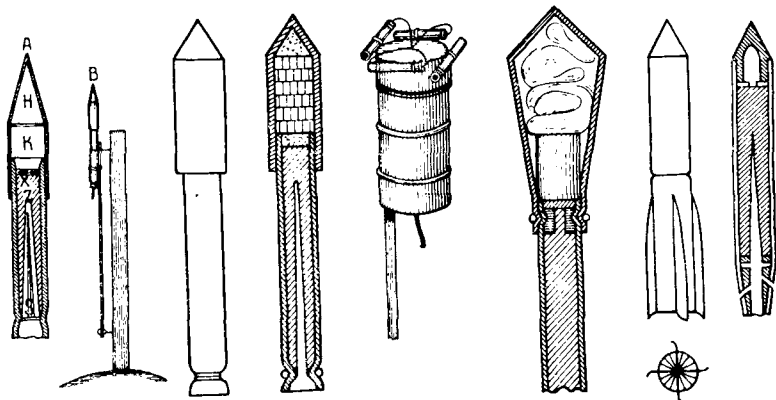
- а) поражающие,
- б) зажигательные,
- в) светящие.

3. Спасательные или береговые — для подачи с берега на судно тонкой бечевы.

4. Для научных исследований верхних слоев атмосферы.

5. Фоторакеты.

6. Пассажирские (в проекте).



Черт. 7.

8.

9.

10.

11.

12.

Разные типы ракет. 7. Сигнальные. 8. Фейерверочная со звездочками. 9. Вихревая. 10. С парашютом. 11. Вращающаяся ракета с крыльями. 12. Тоже с каналами.

По устройству:

1. Простые.
2. Составные — подъемная или двойная сложная и пр.
3. Парашютные.
4. Револьверные.
5. Вращающиеся или винтовые.

По роду взрывчатого вещества: пороховые и с жидким топливом (кислород, водород, спирт).

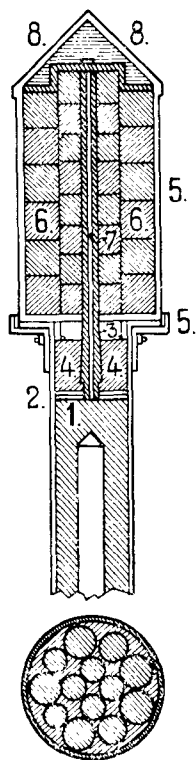
Рассмотрим подробнее виды разных ракет.

1. Фейерверочные ракеты. Высота полета их достигает до 1500 м. Скорость в первый момент доходит до 100 м/сек, а в исключительных случаях до 210 м/сек.

2. Сигнальная или шлаговая ракета — имеет следующее устройство (черт. 7): нижняя часть ее состоит из оболочки, с шейкой внизу, заполняемой порохом, причем от шейки с внутри заполнения оставляется пустое конусообразное пространство, которое способствует

большой быстроте взрыва. Это пространство называется дулом и идет до сплошной части заряда, называемой глухим составом (з). Далее заряд закрывается шлаговой шайбой (х) с отверстием посредине.

На верхнюю часть ракеты надевают или прямо картонный колпак или шатрик Н, если назначение ракеты только взлететь, или еще, между ними, промежуточный цилиндр, шубу (к), заполняемый шлаговым (производящим выстрел) или цветным составом. Внизу, в шейку ракеты, вставляют запал, быстро горящий зажигательный шнур, вложенный в тонкую гильзу и приклеенный к ракете. Затем к ракете привязывают хвост (см. черт. 7), состоящий из тонкой палки. Вес и длина хвоста определяются условием, чтобы центр тяжести ракеты с хвостом отстоял от нижнего конца (где шейка) ракеты на 1—3 ст. Диаметр и длина малых ракет 1,6 ст и 27,5 ст, больших — 2,5 ст и 35 ст.



Черт. 13.
Светящаяся ра-
кета.

3. Светящаяся ракета (черт. 13) делается диаметром 3 дм. и отличается от боевой устройством головной части, где над глухим составом (1) помещается медный кружок (2) с припаянной к нему медной трубкой (3), набитой медленно горящим составом и укрепляемой серной обливкой (4). К переднему концу гильзы прикрепляется жестяной колпак (5), наполненный кусками (6) светящего состава (селитра + сера + антимоний) в виде цилиндров, впрессованных в бумажные гильзы; на концах цилиндров сделано по углублению, заполненному пороховой мякотью, в промежутках между цилиндриками пропущен стопин (7), один конец которого продевается через отверстие в дне жестянки и вставляется в медную трубку (3), другой же укладывается поверх цилиндров. Перед прикреплением крышки (8) колпака пространство, оставшееся над цилиндриками свободным, заполняется войлоком. Ракета весит около 16 kg и и освещает местность около 0,5 km диаметром. Дальность — 1 km. Время освещения $\frac{1}{4}$ мин.

Простая военно-сигнальная ракета, калибром 8 ст и длиной 50 ст, начиненная обыкновенным зернистым порохом, поднимает в 5 сек. 4 kg груза на высоту до 1500 м, т. е. развивает около 10 лош. сил.

Немецкая светящаяся ракета достигает веса в 15 kg, длина хвоста ее 2,4 м. Полная длина 3,45 м. При взлете под 45° достигает высоты 300 м в 3 сек. Развиваемая ею работа равна 1500 kg, m/sec. Состав пороха ее: 76 чистой селитры, 10—серы и 16 частей 25% крушинного угля.

На черт. 8 и 15 показаны разновидности фейерверочных ракет, именно, начиненных цветными звездами. Они похожи по устройству на светящиеся ракеты. В верхний конус их кладется заполнение из бумаги или войлока, на него — картонный кружок, и далее — цветные звезды, пересыпанные пороховой мякотью. Далее идет звуковой заряд и, наконец, пороховой заряд с каналом и хвост, длина которого равна 7—8 длинам гильзы.

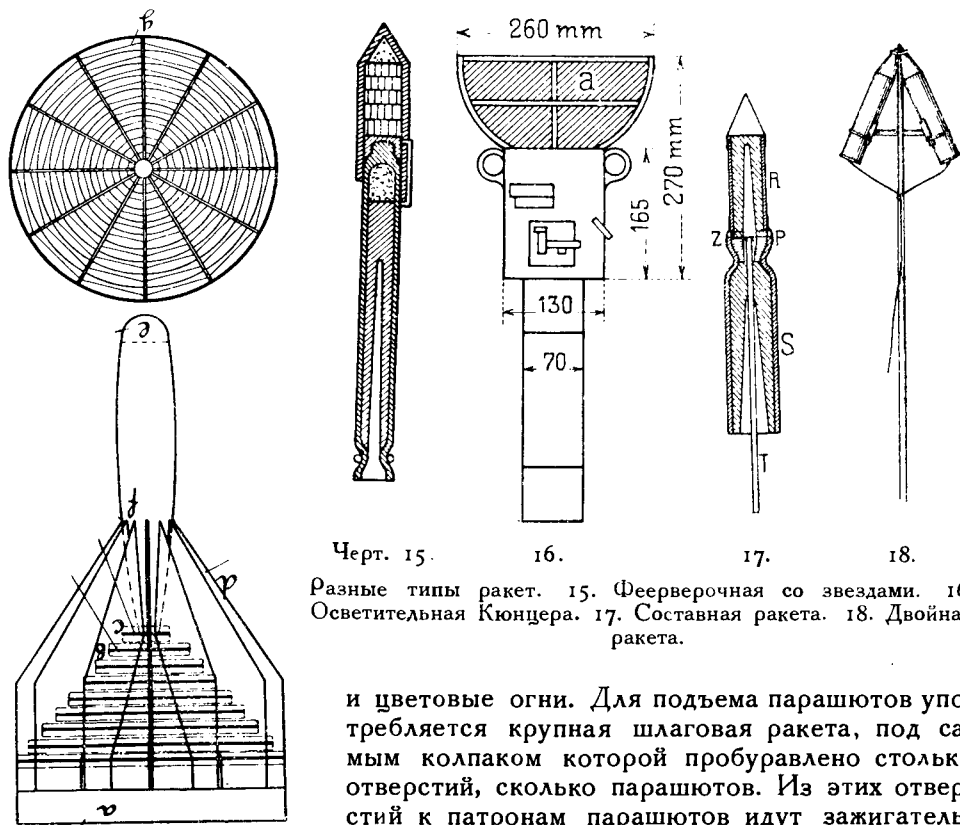
Вихревая ракета (черт. 9) состоит из крупной ракеты, сверху которой прикреплено несколько малых в горизонтальной плоскости. Сначала загорается крупная ракета; по достижении известной высоты загораются малые и дают красивый вихрь.

Винтовая ракета подвязывается к хвосту не прямо, а наискось, тогда, при взлете, она опишет извилистый путь.

Гермесов жезл представляет вариант винтовой ракеты и состоит из двух ракет, крестообразно привязанных к общему хвосту; отверстия у них имеются и снизу и сбоку, так что движение получается двойное: вертикальное и вращающееся.

Разновидностью фейерверочной ракеты является ракета с парашютом (черт. 10), которая на высоте выбрасывает бумажный или матерчатый парашют; при помощи последнего медленно спускается с высоты какой-нибудь горящий состав.

Иногда в ракете помещается несколько парашютов, которые после подъема ракеты отделяются от нее с патронами, которые дают световые



Черт. 15.

16.

17.

18.

Разные типы ракет. 15. Фейерверочная со звездами. 16. Осветительная Кюнцера. 17. Составная ракета. 18. Двойная ракета.

Черт. 14. Ракета с парашютом Шершевского.

и цветные огни. Для подъема парашютов употребляется крупная шлаговая ракета, под самым колпаком которой пробуровлено столько отверстий, сколько парашютов. Из этих отверстий к патронам парашютов идут зажигательные шнуры (черт. 24—25).

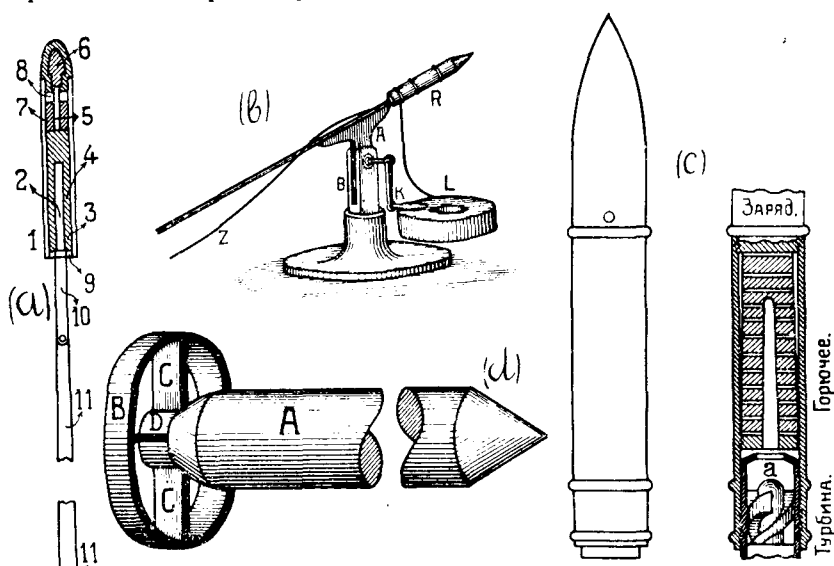
На черт. 14 изображена регистрирующая ракета с парашютами, по идее Шершевского. Ракета (г) снабжена плавниками *d*, между которыми могут вращаться лопатки, расположенные в несколько ярусов. При взлете лопатки ставятся на ребро, как показано на верхнем чертеже пунктиром, и оказывают малое сопротивление, а при спуске поворачиваются плашмя и увеличивают сопротивление воздуха (план; а сверху—черные линии).

В Америке, при пускании увеселительных ракет, получают забавный эффект—летающей огненный змей. Этого достигают, привязывая к концу хвостовой палки легкую полоску из материи. Она, при взлете, освещается искрами и дает требуемое впечатление.

Осветительная ракета Кюнцера (Базель) предназначена для освещения места спуска

аэроплана и сбрасывается летчиком ночью с аэроплана. Вверху ее, в корзине, помещается парашют (а). Особая собачка, начинающая действовать в момент раскрытия парашюта, взрывает капсулю, а последний зажигает осветительную смесь в ракете. Зажигание производится на высоте 500 *м* над землею. Спуск — 2 *м* в сек. Продолжительность горения — 210 сек. Вес пустой ракеты 2,5 *kg*. Ракеты делаются разных величин: длиною 10 *см* на 25 сек. 15 *см* — на 40 сек., 40 *см* — на 120 сек. и 65 *см* — на 210 сек.

Боевая ракета (черт. 19 а) состоит из гильзы (1), свернутой из листового железа и набитой составом (3) из 68% по весу селитры, 13% серы и 19% черного угля. Для лучшего горения внутри состава,



Черт. 19. Разные типы ракет. а) Боевая ракета. б) Станок для пуска ее, в) Ракета Унге. д) Ракета Поморцева.

высверливают канал (2), выше которого идет глухой состав (4). К головной части гильзы прикрепляется снаряд. Позади снаряда, в слое серы (7), расположена медная трубка (5) для воспламенения разрывного заряда (6). Слой серы отделяется от заряда железным или медным кружком (8). Снизу ракеты имеется железный поддон (9), в котором сделано гнездо для трубки (10), а в последнюю вставляется деревянный хвост (11). Вокруг поддона сделано несколько отверстий для зажигания состава и выхода газов. Длина хвоста делается вдвое больше длины гильзы. Диаметр боевой ракеты — 2 дюйма, вес ее — 10 фунтов.

Для пуска боевой ракеты служит станок (черт. 20) вверху которого, на треноге (1) установлена четырехгранная трубка (2): в нее вкладывается ракета. Трубка может вращаться на оси для наводки.

Дальность полета боевой ракеты в России около 1500 *м*. На черт. 22 показана разновидность боевой (зажигательной) ракеты, внизу которой сделана трубка с отверстиями, расположенными так, что вырывающиеся из ракеты газы заставляют вращаться ракету вокруг продольной оси и этим способствует ее устойчивости.

В пятидесятых годах 19-го столетия боевые ракеты достигали калибра в 12 сант. с зарядом в 20 *kg* и несли бомбу диаметра 27 *см* при весе

49 kg на высоту 2700 m при угле взлета 40°; полный вес ракеты был 80 kg.

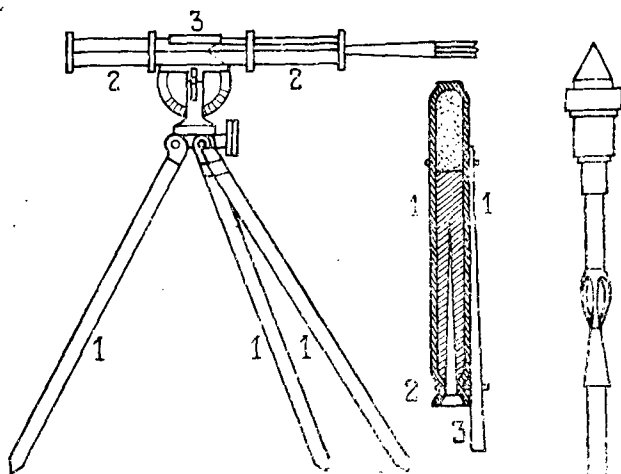
Определим коэффициент полезного действия такой ракеты. Для простоты и в сторону повышения этого коэффициента предположим, что она летит в безвоздушном пространстве при высоте полета на 10% больше, т. е. на 3000 m, и что угол взлета 45°.

Тогда конечная скорость будет $v = \sqrt{3000 \cdot 9.8} = 172 \text{ m/сек.}$

При конечном весе на уровне моря 60 kg получится полезная энергия при падении

$$\frac{60}{9.8} \cdot \frac{172^2}{2} = 88752 \text{ kg} \cdot \text{mt}$$

Заряд же в 20 kg черного пороха имел энергию
 $20 \cdot 700 \cdot 430 = 6020000 \text{ kg} \cdot \text{mt.}$



Черт. 20.

21.

22.

Разные типы ракет. 20. Станок для пуска ракеты. 21. Спасательная ракета.
 22. Вращающаяся ракета.

Поэтому коэффициент полезного действия этой ракеты не мог быть больше

$$\frac{88752}{6020000} = 1,47\%$$

Если бы мы пожелали получить при помощи ракеты мощность в 1 HP в час, то потребовалось бы

$$\frac{75 \cdot 3600}{70 \cdot 43 \cdot 1,47} = 60 \text{ kg черного пороха.}$$

К боевым ракетам может быть причислена и „Ракета смерти“ Эрнеста Уэльша.

В 1925 году в Англии была изобретена ракета для обстрела аэропланов в случае их нападения на город.

В нижней части ракеты находится камера для повторяющихся взрывов, сообщающих ей поступательное движение. Для пуска ее устанавливают на станок, похожий на станок обыкновенной ракеты. При поджоге шнура взрывается первая порция взрывчатого вещества от дето-

натора, и ракета выбрасывается из станка. После первого взрыва, через определенные интервалы, регулирующий механизм производит новые и новые взрывы, которые и дают ракете дальнейшее движение. Ракета может подниматься на высоту в 5 миль (8 километров) и содержит в себе разрывной заряд из 700 пуль. Подобные ракетные батареи, стреляя вверх, образуют род завесы, непроходимой для аэропланов. Кроме того, сами пули быстро сгорают и не представляют опасности для города.

В 1918 году в Италии появился новый вид вооружения самолетов — в виде крылатой бомбы, т. е. торпеды, которая, по одним сведениям, должна только планировать при сбрасывании с самолета и, при высоте сбрасывания около 1 километра, пролетать свыше 15 километров (черт. 23). Вес бомбы 10 *kg*, длина 1,5 *m*, толщина 0,25 *m*. По другим же данным эти бомбы могут самостоятельно двигаться в воздухе при помощи реактивного двигателя; по видимому последнее вернее, так как на фотографии такой „телебомбы“ виден след взрывчатого вещества.

Воздушная реактивная торпеда Боруха. Сидней Мартон Борух выстроил и с успехом применил воздушные реактивные торпеды, пропеллер которой приводился в действие сжатым воздухом. На черт. 6 изображена схема его торпеды.

Спасательная или береговая ракета. Применение ракет для спасания кораблей относится к 1807 г., когда капитан Треугруз в Гельстоне предложил перебрасывать трос с берега на корабль при помощи ракеты. Далее Денне в Ньюпорте производил в 1824 г. опыты такого же рода. В Германии таких опыты делал Штейлер в 1828 г. в Мемеле (дальность—300 шагов). В 1854 г. дальность метания троса возрасла до 1.300 фут. Характеристика ракеты 1867 г. была следующая: калибр 8 см., длина 55 см., палка длиной 5 ф. 7½ дм.; заряд пороха 7½ фунта; полный вес 38½ фунт. с палкой; без палки—31 фунт.; пу-стая—2½ фунт.; головка—16 фунт. (последняя делалась тяжелой для того, чтобы ветер не отклонял ее с пути). Без троса дальность была 3.000 фут., с тросом окружностью 1 дм. из 27 нитей—1.440 фут., и при весе в 42 фунта—1.300 фут.

На черт. 27 изображен разрез английской спасательной ракеты *H* — чехол, *W* — стенки, *T* — заряд, *S* — коническое углубление, *q* — вилка, *c* — деревянный стержень. На черт. 21 показан более простой тип спасательной ракеты. Она изготовляется из металлического патрона диаметром 7—8 *cm* и длиной 70—80 *cm*. Шубы она не имеет. К нижней части ракеты привязывается веревка. Спускается она с особого лафета. Служит для бросания с берега на тонущий корабль. История развития спасательных ракет написаны Фельдгазом (Feldhaus „Ruhmesblattern der Technik 1841“).

Еще известны спасательные ракеты системы Константинова — с дальностью около 145 саж., Боксера — (дальность 230 саж.), Нечаева — (200 саж.), шпандауская — (295 саж.). Тонкая веревка (линь) прикрепляется к голове ракеты,

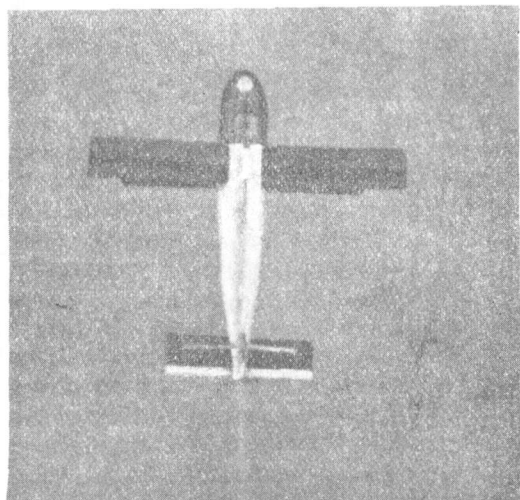
Подъемная ракета (черт. 17) состоит из двух ракет: большой (*S*) и малой (*R*); вторая насаживается на первую так, что заменяет собою шубу. На поверхность глухого состава (*Z*) насыпают слой зернистого пороха *P*, на который и поставлена малая ракета. Хвост *T* обеих ракет общий. Он проходит через всю нижнюю ракету и доходит до дула верхней.

Градобойные ракеты имели целью мешать образованию града. Известны опыты Мюллера в Эммисгофене (Германия), метавшего ракеты

на высоту до 1.100 м. Калибр их 3—4 см., длина 25—35 см. На черт. 28) изображен разрез подобной ракеты: *H*—чехол, *k*—заряд для взрыва наверху, *T*—горючее, *S*—коническое углубление, *A*—запал, *b*—бугеля (кольца), *c*—палка, *S—s*—искажение центра тяжести до дула верхней.

Двойная или сложная ракета (черт. 18) состоит из двух или нескольких простых ракет, прикрепленных к общему хвосту.

Вращающиеся ракеты. Для того, чтобы ракета летела в желаемом направлении, т. е. сохраняла устойчивость пути, различные изобретатели стремились сделать у нее приспособления, которые заставили бы ее при полете вращаться. На черт. 11 показано одно из таких приспособлений, состоящее из прикрепленных к нижней части ракеты изогнутых крылышек. На черт. 12 показано устройство англичанина Гейля, состоящее из винтообразных каналов внутри ракеты, выходя из которых газ заставляет ракету вращаться. Наконец, на черт. 19 с изображена ракетная торпеда шведского полковника Унге, в которой вращение



Черт. 23. Итальянская крылатая ракета-бомба.

достигается при помощи особой турбины, прикрепленной к нижней части ракеты. Начало работ Унге с упомянутой торпедой относится к 1900 году. Первые опыты были произведены в Стокгольме О—вом Марс в 1904 г. В 1908 г. он производил опыты метания торпед с двух шведских дирижаблей. Патент на эту торпеду был приобретен от Унге заводом Круппа еще в 1908 г.

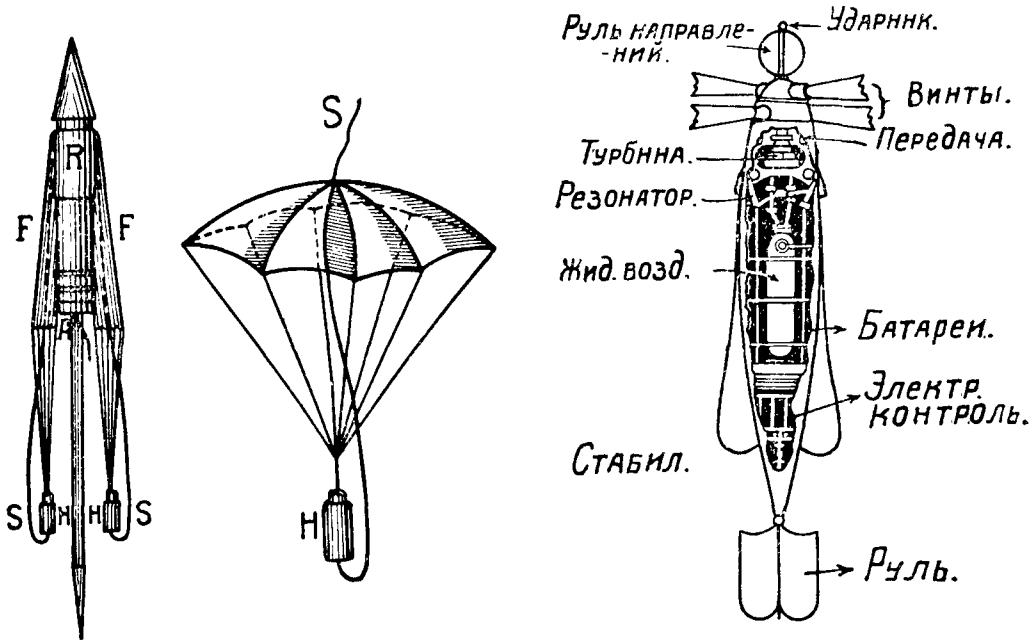
Вся торпеда состоит из 3-х частей: 1) верхней,—где помещается заряд, который торпеда должна перенести к неприятелю, 2) средней — наполненной взрывчатым веществом — горючим, двигающим торпеду и 3) нижней—турбиной.

Средняя часть наполнена шашками горючего вещества, проложенными дисками из изолирующего вещества, которое также отделяет шашки от трубки камеры. Это делается для того, чтобы горение шло равномерно, а не сразу взрывались все шашки. Внутри шашек имеется канал, облегчающий передачу взрывов от шашки к шашке и направляющий газы вниз.

Образовавшиеся газы через отверстие турбинной камеры попадают внутрь последней, сначала в небольшую камеру распределения (а) откуда устремляются в винтообразные каналы, через которые и вылетают вниз наружу. Проходя по этим каналам газы и вращают торпеду.

Верхняя часть тюрбины сделана съемной и может перевозиться отдельно, равно как и тюрбина.

Пуск торпеды производится или из направляющей трубы или из стреляющего орудия. В первом случае заряда не требуется, и вес трубы невелик (около 64 kg). Внутри такая труба снабжается ушками, чтобы



Черт. 24. 25. 26.
Разные типы ракет. 24 и 25 Ракета с парашютом. 26 Воздушная торпеда Боруха.

торпеда не касалась стенок трубы, что могло бы помешать ее вращению.

Размеры и вес торпед и направляющих труб следующие:

	Т И П Ы.		
	I	II	III
Калибр в см	10	20	30
Длина торпеды в см.	90	155	245
Вес " " kg	19	134	420
Вес вещества заряда kg	2	12	40
Диаметр трубы см.	25	37	50
Длина " см.	250	460	700
Вес " kg	64*)	235	710

Стреляющее орудие походит уже на пушку, но имеет перед ней то преимущество, что оно значительно легче. При этом заряд должен быть

*) По другим сведениям тип I весил 35 kg с зарядом в 4 kg. Начальная скорость была 50 m/s, в полете 300 m/s.

незначительный, только для того, чтобы дать торпеде небольшую скорость и определенное направление. Было построено около 100 торпед. Ракеты летали на высоту 100 *mt* и на дальность 5 *km*. при весе в 50 *kg*. Наибольшая скорость полета доходила до 300 *м/с*.

В 1905—7 году в Норвегии опыты с ракетами в пустоте производил проф. Биркеланд.

Ракета М. Поморцева. М. Поморцев в 1912 году опубликовал свои опыты над дальностью полета ракеты. Он устроил 3-х-дюймовую ракету (А), (черт. 19*d*) на втулку *D* которой, с центральным отверстием для истечения газов, надевалось кольцо *B*, сделанное из стальных лент в 1 *mm* толщиной. Кольцо скреплялось, со втулкой адияльными распорками *C, C*, сделанными из таких же лент. Ракеты с таким приспособлением, при общем весе от 10 до 12 *km*, и пущенные под углом 30—40° к горизонту достигали дальности до 8—9 *km*. Между тем, когда в такой же ракете кольцевой обруч *B* был значительно удален назад, так что часть газов ударяла в обруч и в его удлиненные распорки, дальность не достигала даже одного километра.

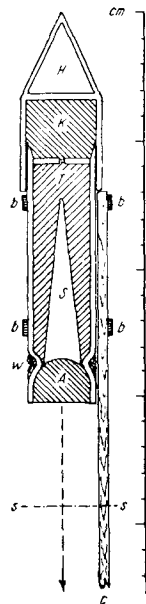
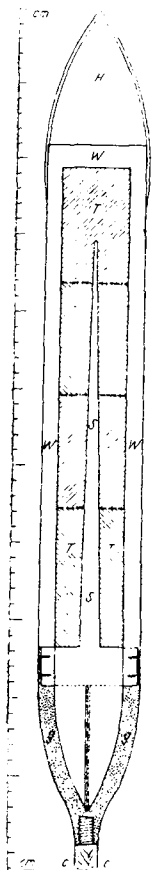
В 1916 году Д. Рябушинский произвел ряд опытов над полетами этих ракет в своем Аэродинамическом Институте в Кучино, близь Москвы, в 1910 году дал теорию этих ракет, опубликованную в VI выпуске трудов Института (см. дальше, главу V-ю).

с) Новые проекты ракет.

В связи с вопросом о межпланетных сообщениях и применением для них ракетных двигателей, многие ученые занялись разработкой проекта нового типа ракет, которые могли бы или, поднявшись на большую высоту над землей, вновь вернуться на нее с записью автоматических наблюдений над верхними слоями атмосферы, или даже поднять пассажиров и унести их за пределы земной атмосферы в мировое пространство. Проекты таких ракет были составлены Циолковским, Эсно-Пельтри, Годдаром, Гансвиндтом, Вальером, Обертом, Гомманом и другими.

Так как работам большинства из этих ученых нами будет в дальнейшем посвящены особые книги, то здесь мы упомянем в кратких чертах лишь некоторые из упомянутых проектов,

Черт. 27.
Английская
спасательная
ракета.

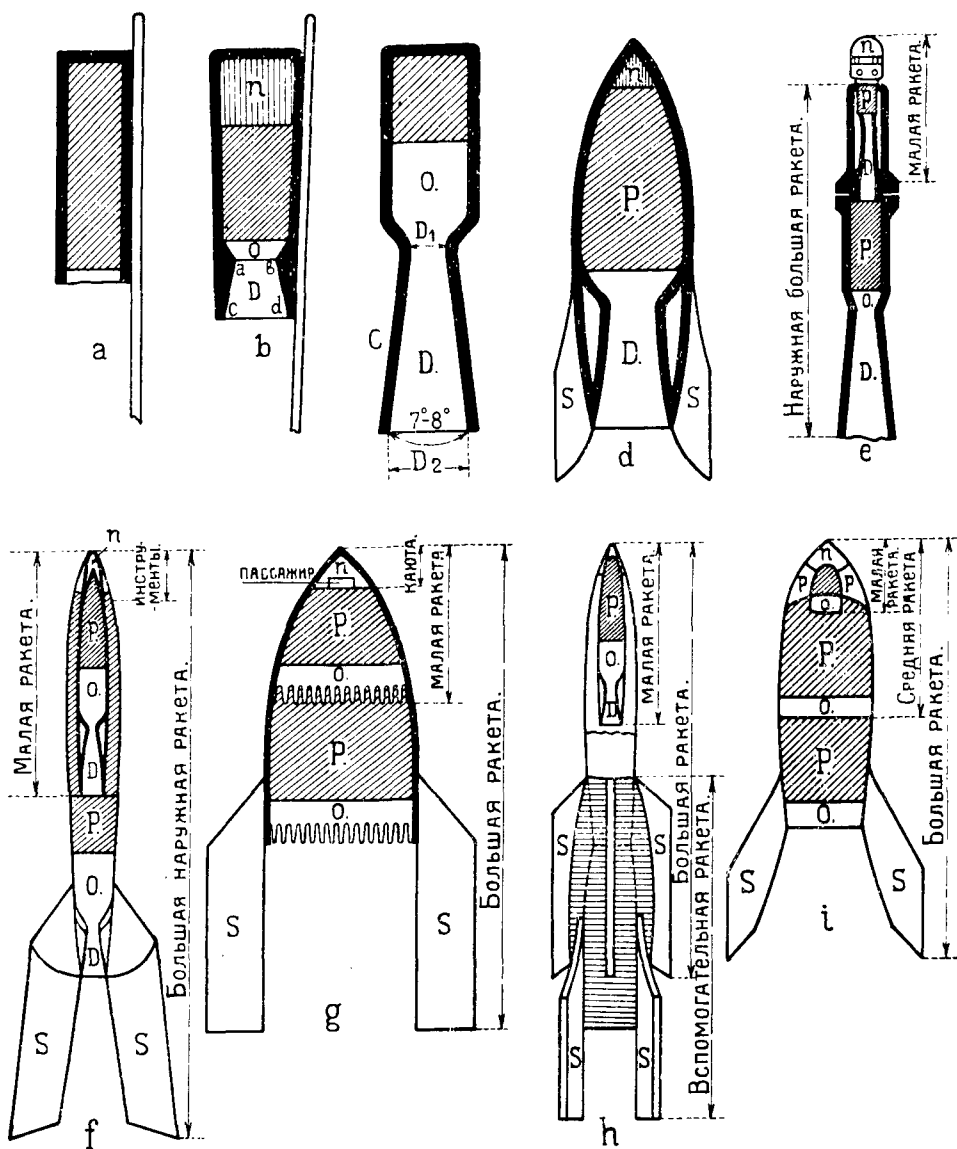


Черт. 28:
Градубойная
ракета
Мюллера.

На черт. 29 (а) изображена в разрезе обыкновенная фейерверочная пороховая ракета, в оболочке которой помещается порох, а сбоку, для устойчивости в полете, привязывается палка. Ракета имеет цилиндрическую форму, газы вырываются также из цилиндрического отверстия. Высота подъема ракеты, благодаря плохо обтекаемой ее форме, невелика.

На черт. 29 (b) изображена в разрезе ракета немного улучшенного типа. В ней, кроме оболочки, горючего и стабилизатора (палки) имеются:

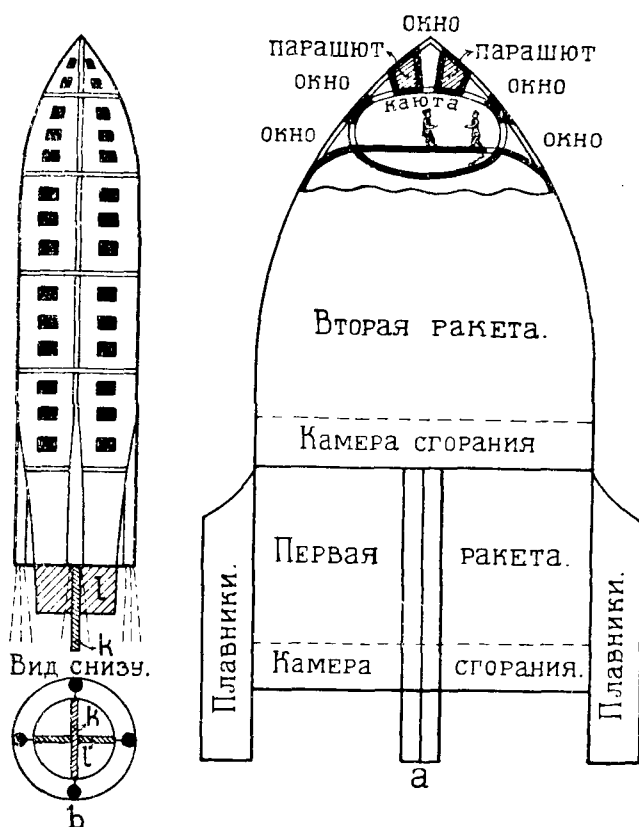
1) полезный груз (π), т. е. вещество, которое по достижении известной высоты, взрывается и дает световой эффект (бенгальский огонь, римские свечи и т. п.) и 2) специальное окончание, состоящее из камеры сгорания O и дюзы D с горлом ее ab и отверстием cd .



Черт. 29. Разные типы ракет. а) Обыкновенная фейерверочная ракета. б) Тоже улучшенного типа. в) Тоже. д) Ракета со стабилизаторами. е) Двойная ракета Годдара. ф—и) Ракеты Оберта.

Дюзой называется специальный раструб, назначение которого преобразовать потенциальную энергию расширения газов в кинетическую путем уменьшения вихревого движения частиц. Кроме того и самой ракете придана форма, суживающаяся к дюзе, что несколько уменьшает сопротивление воздуха.

Чтобы вообще уменьшить сопротивление воздуха, прибегают к разным мерам. Оно состоит: 1) из сопротивления, благодаря трению воздуха о наружные стенки ракеты, 2) из сопротивления головной части и 3) сопротивления кормовой части. Для тел, скорость движения которых меньше скорости звука, имеют место все три сопротивления. Если же тело движется быстрее звука, то сопротивление в кормовой части (вихревое) значительно, а то и совсем отпадает, и в этом случае корме можно придавать тупое окончание. В первом же случае ракета должна иметь форму плавно-обтекаемую и поверхность глянцевитую.



Черт. 30. Ракеты Оберта. а) Двойная пассажирская. б) С 4-мя дюзами.

На черт. 29 (с) изображено дальнейшее развитие ракеты. У нее более совершенная дюза D с углом раструба 7 и 8° .

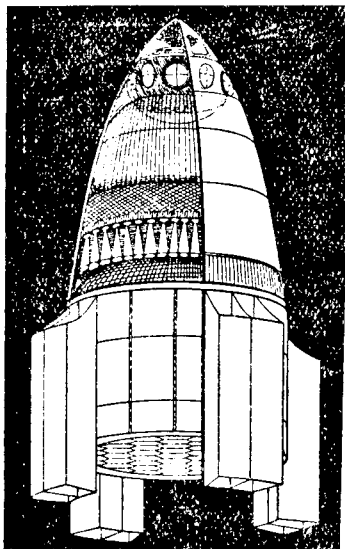
На черт. 29 (d) показана ракета плавного обтекания с дюзой (D), горючим (P), полезным грузом (n) и стабилизаторами (S) (плавники — для устойчивости при полете в воздухе).

При полете ракеты имеет большое значение постепенное ее облегчение, т. е. уменьшение ее массы, так как при этом увеличивается ее скорость. Поэтому было предложено несколько проектов делать ракеты составными, из 2-х или 3-х частей, которые, по сгорании в них горючего, постепенно бы отваливались. Подобные проекты были предложены американским ученым Годдардом и немецким — Обертом.

На черт. 29е изображен схематический разрез двойной ракеты Годдара. Каждая ракета состоит из хромоникелевой оболочки, заключающей взрывчатое вещество (P), камеру сгорания (o) и дюзу (D), и из головки, которая приводится в быстрое вращение взрывами и действует на подобие жироскопа, стабилизируя полет ракеты. Вверху малой ракеты имеется полезная нагрузка (n) в виде инструментов и парашюта

На черт. 29 (f, g, h, i) 30; 31 и 32 изображены схемы различных ракет по проекту Оберта: горючим в них служит спирт и жидкие — водород и кислород.

На черт. 29f показан продольный разрез двойной ракеты. Внутри помещается малая, имеющая полезный груз (инструменты и парашют) (n), дюзу D , горючее P и камеру сгорания O . Кроме того, в ней же имеются в сложенном виде и плавники около дюзы. Малая ракета помещается внутри большой. Когда горючее в последней истощится, ее верхушка открывается и из нее, под влиянием уже своего горючего, вылетает малая ракета.



Черт. 31. Ракета Оберта.

На черт. 29g изображена пассажирская двойная ракета Оберта (на 1 пассажира n). На черт. 29h показан общий вид ранее описанной ракеты (черт. 29f), с прибавкой к ней снизу еще третьей, вспомогательной ракеты, которая отпадает первой.

На черт. 29 (i) показана тройная ракета, несущая полезный груз (n). На черт. 30 (a) изображена двойная ракета Оберта на двух пассажиров. Наконец, на черт. 30 (b) показан общий вид межпланетного корабля, с 4-мя жерлами-дюзами у кормы и с двумя рулями (k и l), для управления ею в пределах атмосферы.

На черт. 31 изображен общий вид пассажирской двойной ракеты Оберта (по схеме чертежа 30a), а на черт. 32 — деталь ее каюты

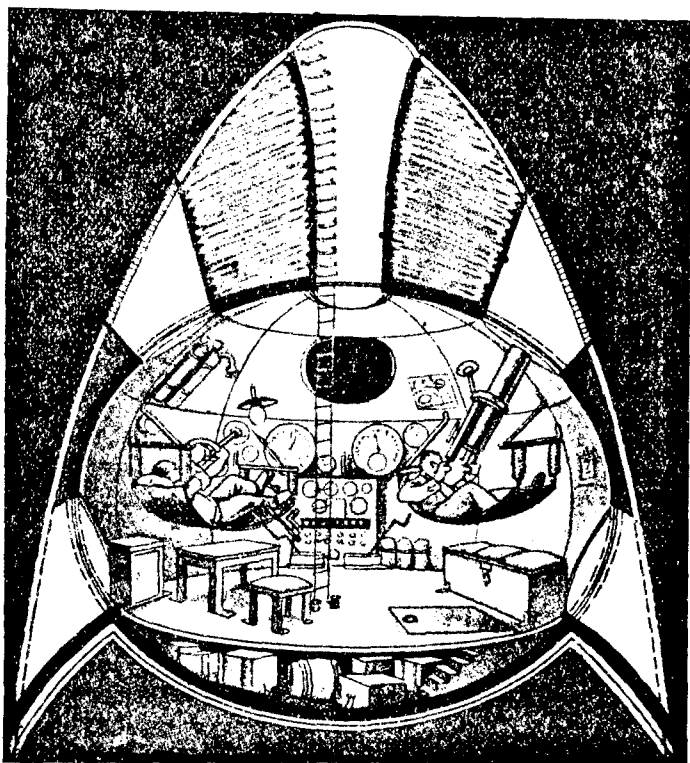
для двух пассажиров. Высота всей ракеты соответствует, примерно вышине 4-х-этажного дома.

На черт. 33 изображен вид будущей ракеты с одной центральной дюзой, а на черт. 34 — с 4-мя боковыми, соответственно чертежу (30b).

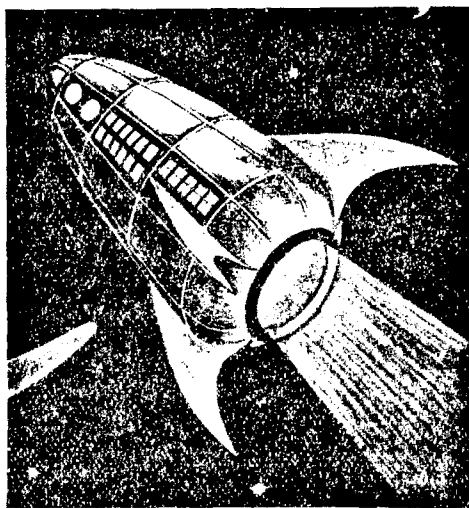
На черт. 35 изображена простейшая схема регистрирующей ракеты Оберта с оболочкой ее из листовой меди. Вверху помещается жидкий кислород S , а под ним горючее B (бензин, бензол, спирт или нефть): можно также применить и жидкий водород. Кислород течет в трубу A , смешивается здесь с парами горючего в G ; здесь он воспламеняется и нагревает кислород до $700-900^\circ$. Жидкое горючее через большое число отверстий (черт. 35 посередине) вбрызгивается в место Z где, в камере сгорания O , воспламеняется и через горло Fm и дюзу Fd вырывается наружу. Для автоматического нагнетания кислород и горючее находятся под давлением, первый — $20 atm$, второе $50 atm$. Поэтому стенки баков должны быть прочными и, потому, тяжелыми. Подобная ракета вряд ли поднимется выше $50 km$.

На черт. 36 изображена схема бескрылой ракеты по проекту Годдара (без человека): a — горючее, b — карбюратор, c — подвод к камере

сгорания, d — стабилизаторы, f — рули высоты для полета в атмосфере. e — рули для полета вне атмосферы (действуют благодаря давлению вырывающихся газов).

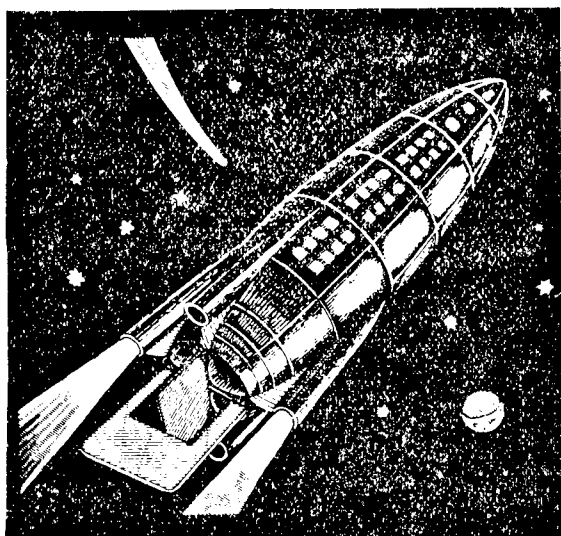


Черт. 32. Каюта ракеты Оберта.



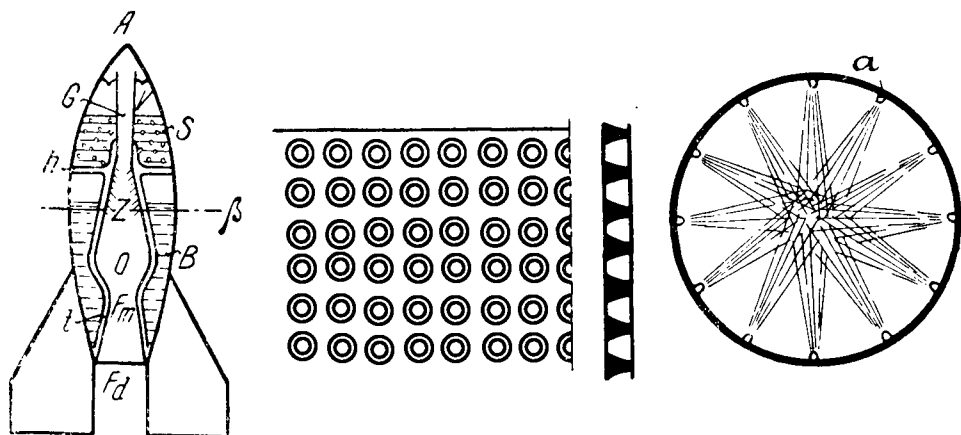
Черт. 33. Пассажирская ракета с одной дюзой.

На черт 37 показаны половина фасада и половина разреза пассажирской ракеты по проекту Оберта-Вальера со стабилизаторами, рулями,



Черт. 34. Пассажирская ракета с 4-мя дюзами.

запасами горючего, механизмами. На черт. 38 дан схематический разрез ракеты по проекту К. Циолковского: Помещения (справа налево) расположены в следующем порядке: первые три—для пилота и пассажиров,

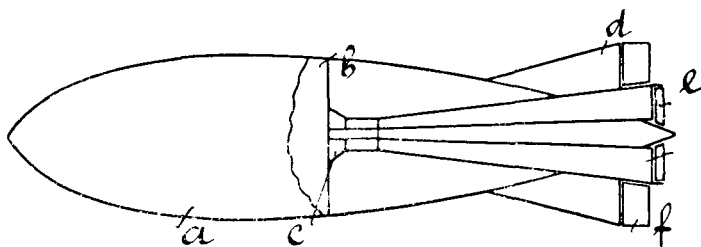


Черт. 35. Конструкция ракеты Оберта.

далее подвижная масса для изменения направления в полете, затем горючее: водород и кислород, камера сгорания, помпы, взрывная труба и рули; по бокам видны перископы.

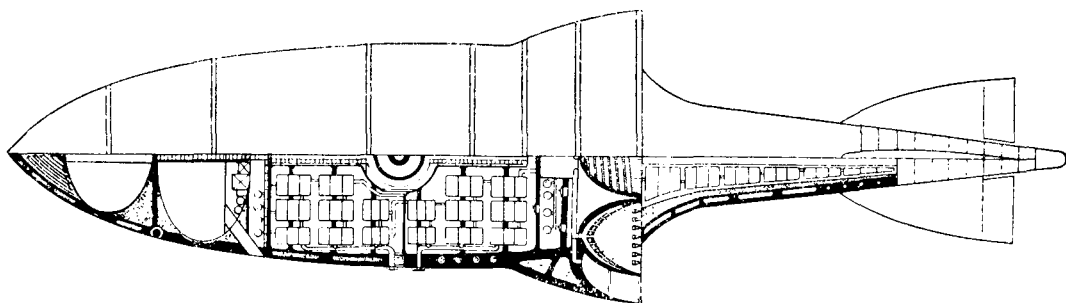
¹⁾ Подробности о работах Циолковского будут приведены в специальной книге.

Радио-ракета Ладемана. В 1928 г. Ладеман опубликовал в Германии проект радиоракеты для посылки ее на высоту до 200 *km*. Цель полета этой ракеты, определить, пропускает ли слой Хивисайда, если он существует, радио-волны. Ракета с начала выбрасывается из

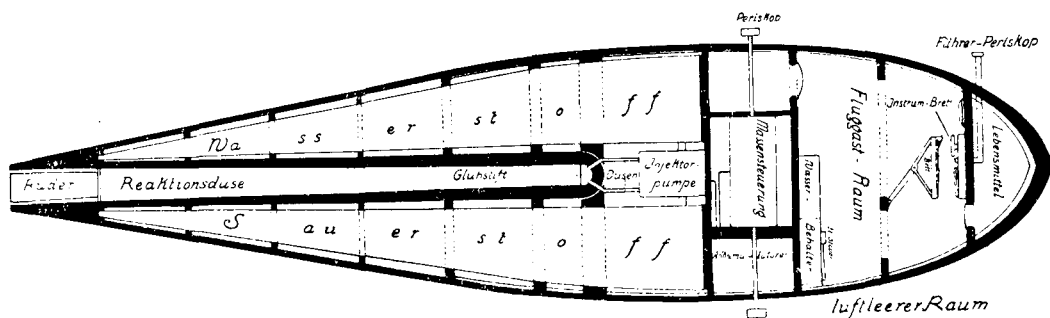


Черт. 36. Ракета Годдара

мортиры с ускорением около 5 *g*, не опасным для регистрирующих приборов, в ней заключенных (черт. 39). Далее, с высоты около 20 *mt*. начинает работат и реактивный двигатель ракеты (черт. 40), поднимая ее до высоты 200 *km*. Скорость извержения — до 5000 м/с. Отношение



Черт. 37. Пассажирская ракета Оберта-Вальбера.



Черт. 38. Ракета Циолковского.

веса горючего к весу мертвому — около 0,8. Длина ракеты от 5 до 10 *mt*. Горючим служат жидкие углеводород и окись азота.

Изображенная на чертеже ракета состоит из следующих частей (справа налево): пропеллер, вращающийся силою сопротивлению воздуха, генератор электрического тока. Далее в замкнутом пространстве — от- правитель радио-волн. В кормовой части: баки с горючим, помпы, камера

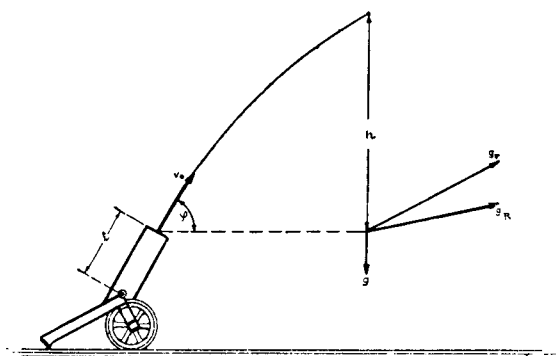
сгорания и дюза. По бокам кормы—стабилизаторы. Носовая часть служит антенной, средняя—изолированная—заземлением. Обе части сделаны водонепроницаемыми, чтобы ракета, падая обратно в воду, не потонула.

При падении в воду предполагается замедление не более 5 g.

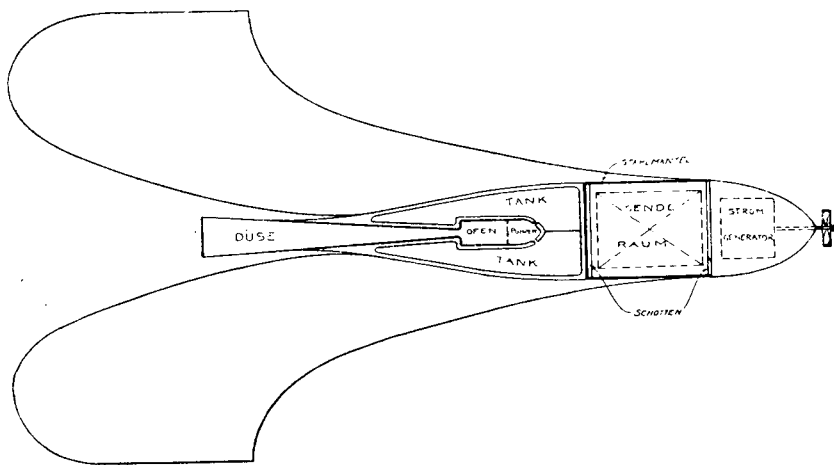
d) Применение ракеты для фотографирования.

В германской армии еще до мировой войны (1900 г.) инженером Маулем производились опыты по применению ракет к фотографированию местности. Ракета с фотокамерой располагалась в станке (черт. 41 и 42). Затем производилось воспламенение. Ракета взлетала, увлекая

за собой фотоаппарат. В известный момент от ракеты отделялся парашют, который распустившись, позволял ракете и фотоаппарату плавно опуститься. В этот момент и производился снимок. Длина ракеты типа № 1 была 1 м, — диаметр 8—10 см, длина шеста 4—5 м. В конце шеста имелось оперение. В нижней части ракеты помещался парашют, который выбрасывался



Черт. 39. Метание ракеты Ладемана.

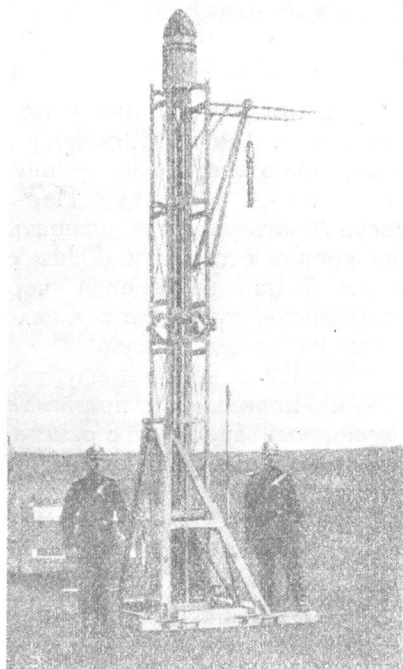


Черт. 40. Крылатая радио-ракета Ладемана.

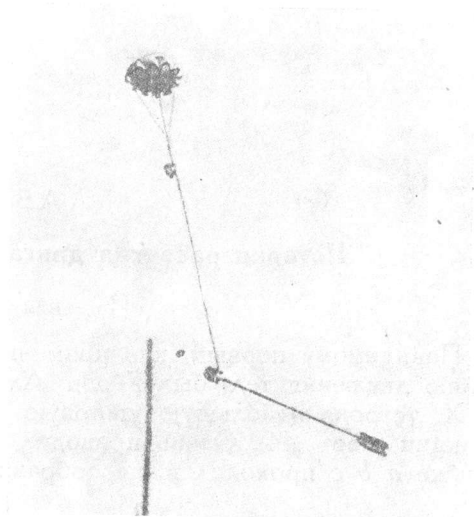
с фото-камерой после экспозиции. В верхней части футляра имелся гироскоп для направления фотокамеры на определенную местность. Высота под'ема 200—300 метров. Тип № 2 имел диаметр 21 см, диам. палки 4 м., вес 6 *km*. с под'емом до 600 метр. Тип № 3—диаметр 36 см, палка 4,6 м, вес 25 *kg*, под'ем 500 м. Тип № 4 (1912 г.)—вес 42 *kg*, палка 6 м, под'ем 800 м.

Кроме того, по некоторым сведениям, американский физик Форрест сконструировал аппарат для фотографических снимков земного шара с высоты 8—10 тысяч метров. Аппарат представляет собою медленно поднимающуюся ракету, снабженную несколькими фотографическими

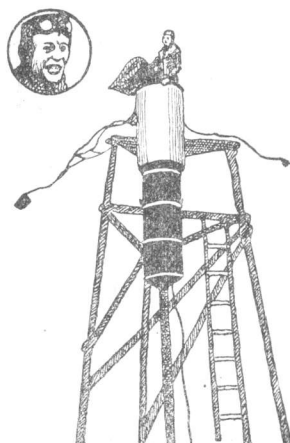
камерами. В тот момент, когда ракета достигает своего высшего пункта и повернется передней частью снова к земле, об'ективы камер автоматически откроются. После определенного времени об'ективы снова закроются сами собой. Ракета снабжена парашютом, который будет действовать на обратном пути и, замедляя падение, предупреждать возгорание, вследствие сильного трения о воздух *).



Черт. 41. Фото-ракета Мауля.



Черт. 42. Фото-ракета Мауля.



Черт. 43. Фантастическая ракета Лоу.

Что же касается до полета человека на ракете, то, кроме описанной выше неудачной попытки мандарина еще, по газетным сведениям в 1913 г. в Нью-Йорке будто бы поднялся на ракете некий Лоу, который достигнув известной высоты, отцепился от ракеты и плавно спустился на парашюте, снимая в это время виды при помощи киноаппарата. Рисунок 43 — изображает Лоу перед под'емом. Повидимому, этот полет происходил лишь в фантазии репортера.

*) О фото-ракете см. также далее проект Рормана.

ГЛАВА III.

История развития двигателей прямой реакции.

а) Первые работы.

Повидимому первым, кто применил принцип прямой реакции к получению движения тел, был Герон Александрийский. Он в 120-м году до Р. Х. устроил небольшую паровую машинку, работавшую по принципу реакции (черт. 44). Огонь приводил воду в котле *A* в кипение. Пар по трубке *a b* с проходил в шарообразный сосуд *B*, который мог вращаться

на концах стоек *c* и *d*. Из сосуда *B* пар вырывался через коленчатые трубки *e e* и силою реакции вращал сосуд.

В 1405 г. во Франкфурте на Майне, повидимому, поднимался змейковый аэростат с ракетами системы Конрада Кеизера фон-Эйхштадт.

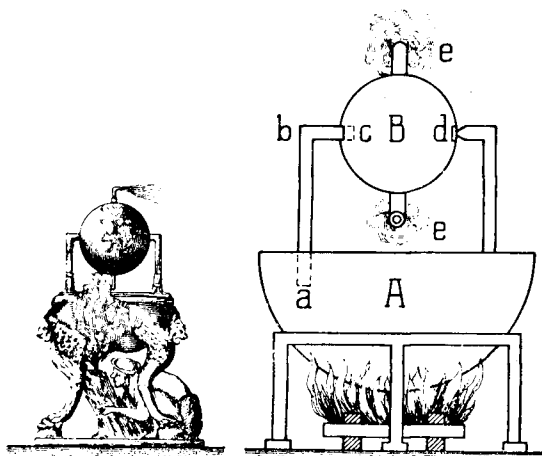
В 1420 г. Джованни Фонтана предложил проект реактивного автомобиля (черт. 45).

Следующий пример применения идеи реакции к движению мы находим в сочинениях французского писателя Сирано-де-Бержерака, который в своем сочинении „Voyage dans la lune“ (1649 г.) описывает, как он якобы полетел на луну при помощи ракет *).

В эпоху Сирано-де-Бержерака (около 1670 года) во Франции жил ученый иезуит Фабри, который работал над сооружением огромной летательной машины, приводимой в движение сжатым воздухом, находящимся в трубе.

В 1686 году Ньютоном был установлен так называемый третий основной закон механики, гласящий, что „сила, действующая всегда вызывает равную силу противодействия“.

Ньютону же приписывают проект реактивного парового автомобиля, схема которого изображена на черт. 46. Котел с водой поставлен на

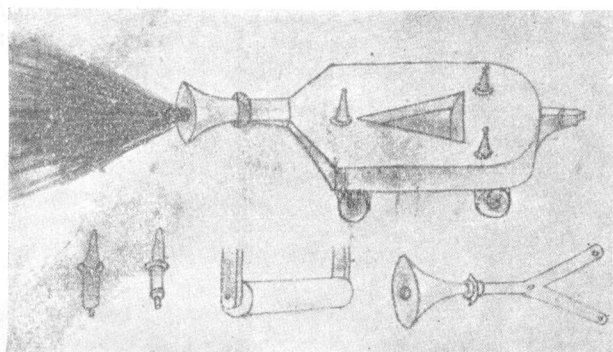


Черт. 44. Паровая машина Герона.

*) См. нашу книгу „Межпланетные сообщения. Мечты, легенды и первые фантазии“.

колеса. Внизу помещается топка. Пар, вырываясь из отверстия сзади, дает реакцию, которая должна двигать повозку.

Гравезанд в 1720 году исследовал вопрос о движении повозки силою реакции вырывающегося пара, согласно закона Ньютона.

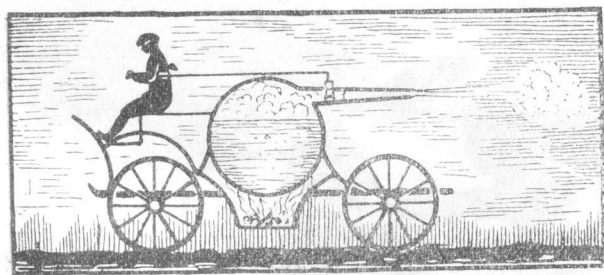


Черт. 45. Реактивный автомобиль Фонтана.

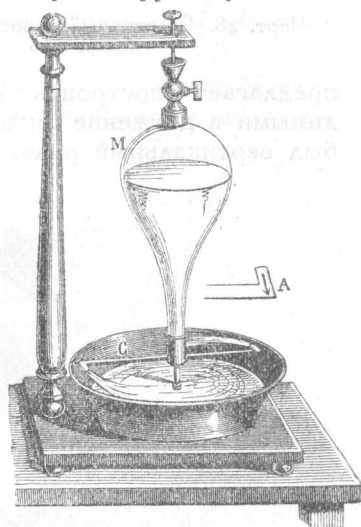
Бернулли в 1730 г. выяснил в своем сочинении по гидродинамике действие реакции, вытекающей из сосуда струи. В связи с работами Ньютона и Бернулли изобретатель Сегнер использовал этот принцип и устроил в 1750 г. реактивное колесо, действующее водою. Вода из сосуда *M*, куда открыт сверху доступ воздуха, вытекает по двум загнутым трубкам *C* и вращает силою реакции весь сосуд вокруг вертикальной оси (черт. 47).

Математик Эйлер пошел еще дальше и разработал теорию реактивных турбин.

Братьев Монгольфье также интересовал принцип реактивного полета и на него они указали в своем мемуаре, представленном в Лионскую



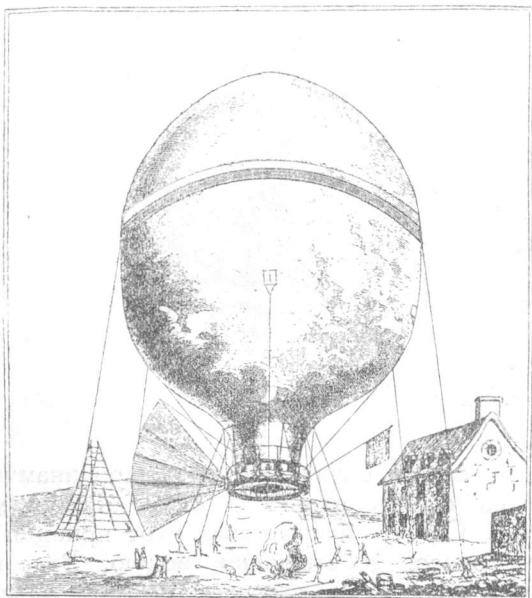
Черт. 46. Реактивный паровой автомобиль Ньютона.



Чрт. 47. Сегнерово колесо.

Академию Наук. Однако, встретившиеся в этой области затруднения заставили их перейти к решению задачи летания при помощи воздушного шара, наполненного теплым воздухом (1783 г.). Тем не менее в 1783 г. два изобретателя аббат Миолан и Жанинэ в Париже задумали применить для управляемого воздушного шара реактивный способ. Они надея-

лись, что если в боковой части монгольфьера сделать отверстие, то нагретый воздух, выходя из отверстия, будет сообщать шару движение в сторону противоположную той, где находится отверстие. Для опытов ими был построен огромных размеров монгольфьер, но самим опытам не суждено было состояться: вследствие сильной тяги, вызванной боковым отверстием, шар во время



Черт. 48. Реактивный аэростат Миолана и Жанине.

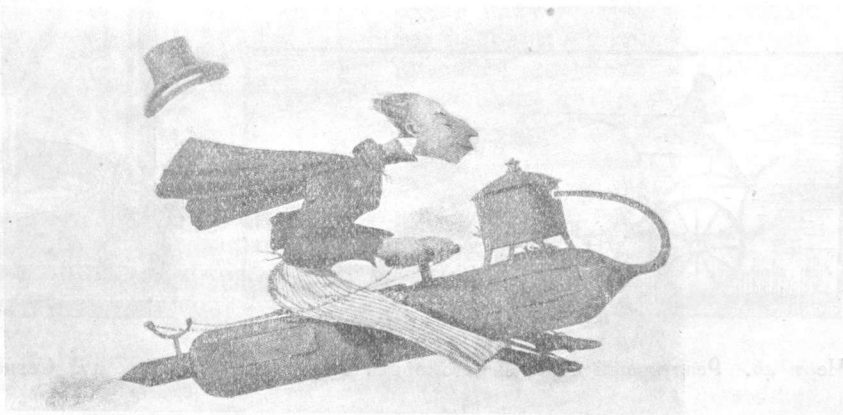
предлагает построить орнитоптер с громадными крыльями, приводимыми в движение силою ракет. Он имел форму корабля, Спереди был вертикальный руль, а сзади горизонтальный (черт. 49).



Черт. 49. Ракетный гелокоптер Жерара.

наполнения вспыхнул и сгорел (черт. 48).

В 1784 г. Жерар в своей книге „Очерк искусственного полета в воздухе“



Черт. 50. Английская карикатура на реактивный полет.

В 1784 г. американец Джеймс Ремзей построил судно, приводившееся в движение силой отдачи воды, вытекавшей из труба.

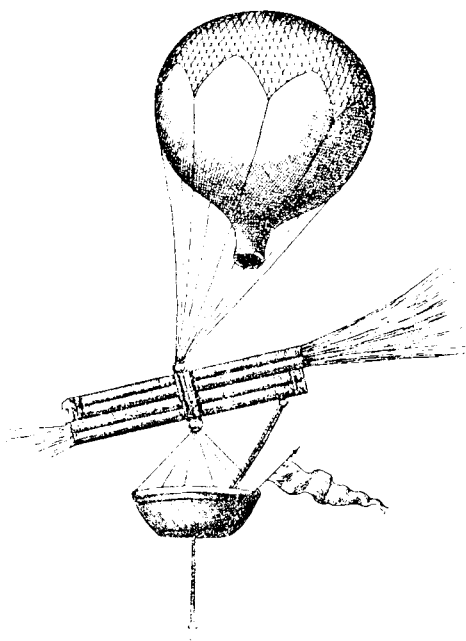
В 1806 г. Клод Руджиери произвел в г. Марсели под'ем на 200 метр. живого барана при помощи ракеты, который потом благополучно спустился на землю при помощи парашюта.

В 1828 г. в Англии появилась карриатура на реактивный паровой полет (черт. 50). Макс Вальер относит ее к 1841 г (Патент англичанина Charles Gollightly). По бокам котла ракеты видны крылья.

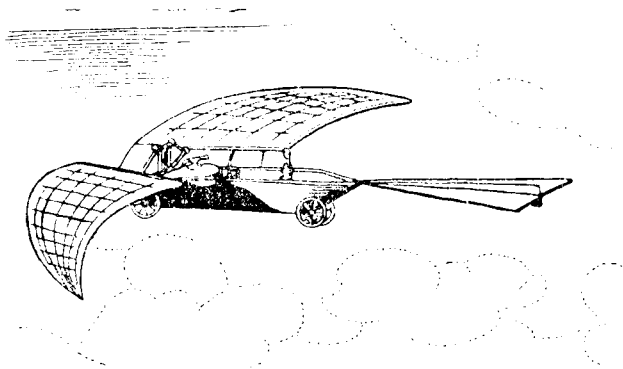
В 1831 г. в Венеции было издано сочинение „Открытие, как управлять воздушным шаром“. (Scoperta della direzione del globo aerastatico. Molinari). В нем анонимный автор описывает применение ракет, подвешенных к шару. Реакция их, по его мнению, достаточно, пожалуй, чтобы достичь луны. Поворотами труб можно менять направление движения корабля (черт. 51).

В 1839 г. Нюрнбергский механик Ребенштейн предлагал использовать для изобретенного им аэроплана в качестве двигателя реактивное действие водяных паров или сжатого углекислого газа. В 1837 г. появился рисунок его самолета (черт. 52).

В 1843 г. в русских газетах появилось сообщение, что некто Эмиль Жир изобрел способ посредством сжатого воздуха направлять воздуш-



Черт. 51. Итальянский реактивный аэростат.

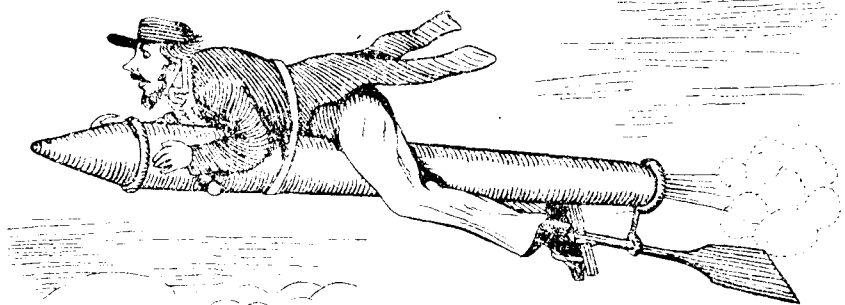


Черт. 52. Реактивный аэроплан Ребенштейна.

ный шар в ту сторону, куда ему нужно, а чтобы подниматься и опускаться, он употреблял сжатый газ, находящийся в резервуаре под лодкой, откуда он извлекается посредством насоса.

Около 1844 г. французский инженер Селлиг предложил двигать корабли посредством непрерывных взрывов водородного и углеродного газов.

Эти взрывы происходят в металлических трубах на задней части корабля. Газ, расширяясь, дает толчек кораблю, и при непрерывных подобных расширениях корабль быстро подвигается вперед.

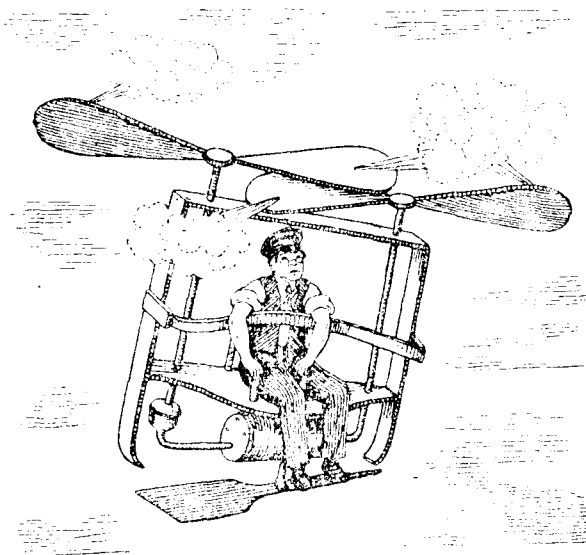


Черт. 53. Полет на ракете.

В 1849 г. военный инженер Третеский представил наместнику Кавказа князю Воронцову в Тифлисе свой труд на 208 страницах под названием: „О способах управлять аэростатами“. В этом труде Третеский предлагал, опираясь на вычисления, использовать реактивные дей-

ствия сил: воды, паров спирта, газа и сжатого воздуха. Соответственно действующим силам он дал аэростатам названия: паролетов, газолетов и воздухолетов.

Опыты, произведенные в 1850-х годах в Петербургском ракетном заведении полковником Константиновым, выяснили, что „человек есть несравненно выгоднейший, против ракет, движитель для перемещения больших масс, в течении продолжительного времени, на значительное расстояние, которые должны вместе с тем нести передвигающую их силу, почему человеческая сила выгоднее ракет для перемещения аэростатов“. И как указывал тогда же Константинов „Мысль при-



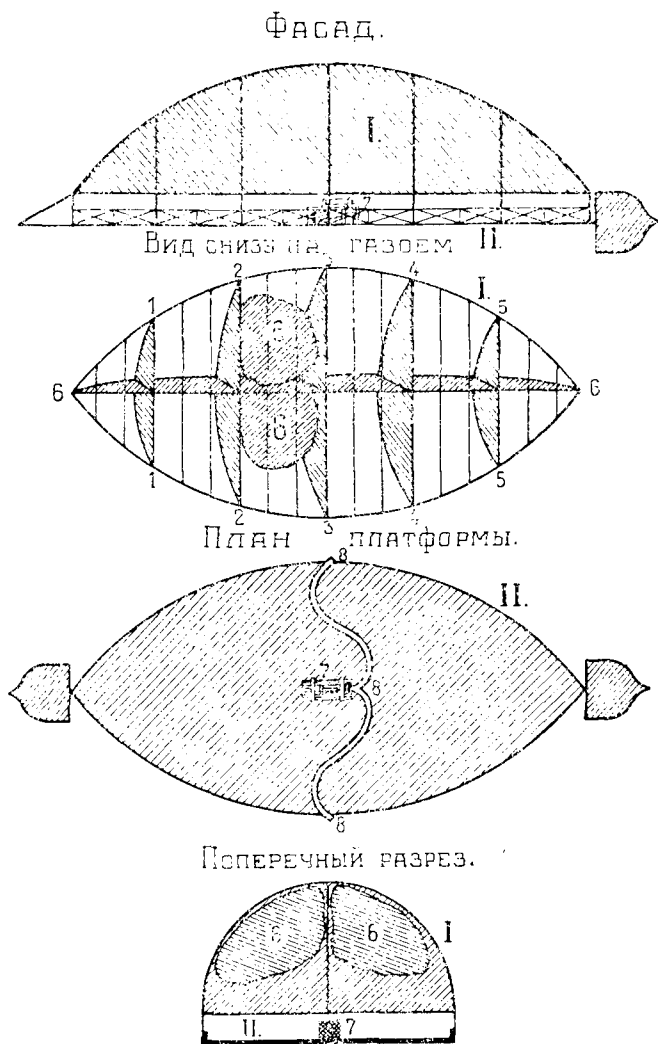
Черт. 54. Реактивный вертолет.

водить в движение плавучие брандеры ракетами уже с давнего времени перешла из военно-лабораторного искусства в фейерверочное и осуществлялась в известной фейерверочной штуке — водяной утке, приводимой в движение по поверхности воды ракетами“.

В 1860 году появился рисунок летательного аппарата ракетного типа. В этом аппарате происходит истечение сильно сжатого газа (черт. 53).

В 1860 году появился рисунок, изображающий геликоптер с особыми винтами, вращающимися под влиянием реактивной силы сжатого газа (черт. 54).

В 1865 году вышел в свет роман Achill Eyraud, в котором описывается ракета, предназначенная для полета с земли в мировое пространство.



Черт. 55. Реактивный дирижабль Соковнина.

в) Реактивный дирижабль Н. Соковнина.

В 1866 году в С.-Петербурге была издана книжка „Воздушный корабль“, соч. Н. Соковнина. В ней автор предлагает применить на воздушном корабле реактивный двигатель.

Сущность устройства корабля и двигателя по этому проекту такова: (черт. 55).

Аппарат относится к типу дирижаблей. Поддерживающей силой служит газ-аммиак, который заключается в 12 баллонах. Последние помещаются в ячейках ложкообразного корпуса I, разделенного одной продольной и пятью поперечными перегородками на соответствующее число камер, открытых снизу. Для того, чтобы аммиачные баллоны не вываливались из отсеков корпуса, снизу последнего укреплены ряд поперечин между перегородками—11, 22, 33, 44, 55. На поперечном разрезе и на виде снизу показаны два аммиачные баллона (6) в отсеках между 2-ой и 3-ей перегородками. К корпусу снизу, на вертикальных стержнях, подвешена платформа II, на которой располагаются люди и двигатель. Спереди и сзади платформы устроены рули высоты и поворотов. Материалом для корпуса и платформы служит особый картон Герления, бамбук и трубчатая сталь. Объем аммиачных баллонов, когда они занимают лишь половину объема отсеков, равен 2535 м^3 . Вес корабля 2623 кг . Так как аммиак лишь вдвое легче воздуха, то при объеме 2535 м^3 он сможет у земли поднять лишь около 1367 кг . Поэтому от земли аппарат должен отделиться при полном заполнении отсеков, а затем, развивая большую скорость движения и сообщая уклон кораблю носом вверх, можно получить динамическую подъемную силу от подпора воздуха в дно платформы и тогда можно часть аммиака сжать машиной и поместить в особых сосудах.

Движение кораблю сообщается реакцией воздуха, вырывающегося из труб 8—8. Двигатель 7 сжимает атмосферный воздух и гонит его в трубы 8. Можно иметь также батарею баллонов с готовым сжатым воздухом.

Автор ссылается на пример успешной работы аналогичного реактивного водяного двигателя, описанного Федоровым в № 9 морского сборника (1863 г.). Такой двигатель был построен в Антверпене в 1862 г. и сообщал пароходу достаточную скорость движения по воде (40 НР.). Для своего корабля Соковнин полагает достаточной мощность двигателя 2—3 силы.

Для изменения объема аммиака в баллонах, автор предлагает или, как сказано выше, сгущать газ, заставляя его соприкасаться с водой, которая поглощает газ, или вновь его расширять, подогревая воду, насыщенную аммиаком, и заставляя ее выделять опять газ.

Наконец, автор предвидит устройство эллингов для стоянки дирижаблей, ветроуказателей, маяков и проч. сооружений, которые теперь уже широко применяются.

Заключение. Не останавливаясь на критике самого дирижабля устройство которого и не конструктивно и не целесообразно, заметим, что идея применить для движения его силу реакции заслуживает внимания. К проекту Соковнина приложен и расчет этого двигателя, сделанный астрономом К. Х. Кнорре. Вот этот расчет.

Данные: скорость корабля 19 м/сек .

площадь миделя 2223 кв. фут .

Диаметр труб (8)— 1 фут .

Сумма поперечных сечений двух труб— $1,5708\text{ кв. фут}$.

Скорость истечения воздуха из труб— v .

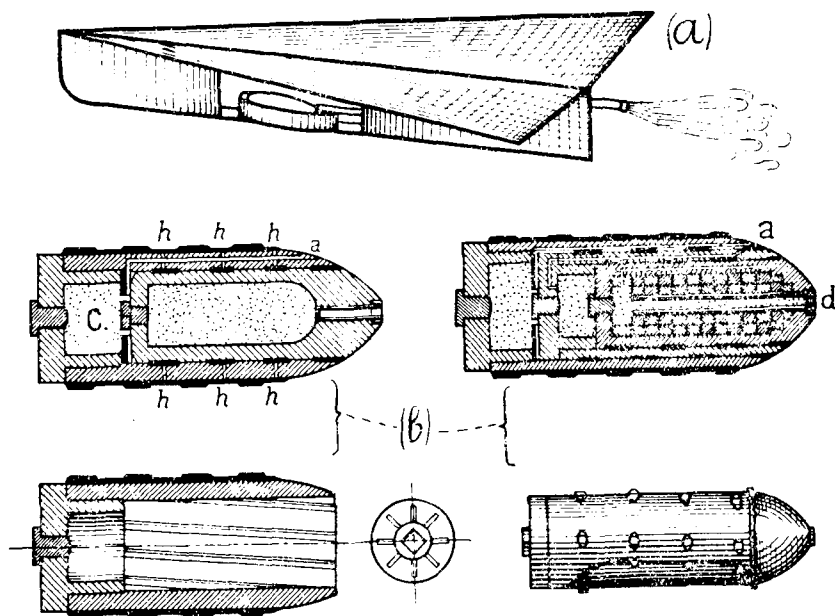
Основное уравнение для определения скорости получим, приравняв сопротивление воздуха движению корабля сопротивлению воздуха, вытекающего из труб, т. е.

$2223.19^2 = 1,5708 \cdot v^2$, откуда $v = 714,9 \text{ m/sec.}$; к этой цифре еще следует придать 19 m , потому, что сами трубы движутся с этой скоростью. Но подобной скорости достигнуть невозможно.

На это автор возражает, что на первое время можно удовольствоваться скоростью полета даже в 9 m/sec. , и тогда полет будет возможен.

с) Последующие проекты.

В 1867 г. англичане Бутлер и Эдвардс взяли патент на проект реактивного аэроплана, форма которого походила на стрелу. Двигатель предполагался паровой. Пар из него вырывался сзади и должен был двигать аппарат реакцией самого двигателя, а также силою упора струи о воздух (черт. 56а).



Черт. 56. а) Стрела Бутлера и Эдвардса. б) Снаряд-ракета Гютцлера.

Проект ракетной летательной машины был предложен также в 1870 г. генералом Иванина. Двигатель предполагался работающим пороховыми газами.

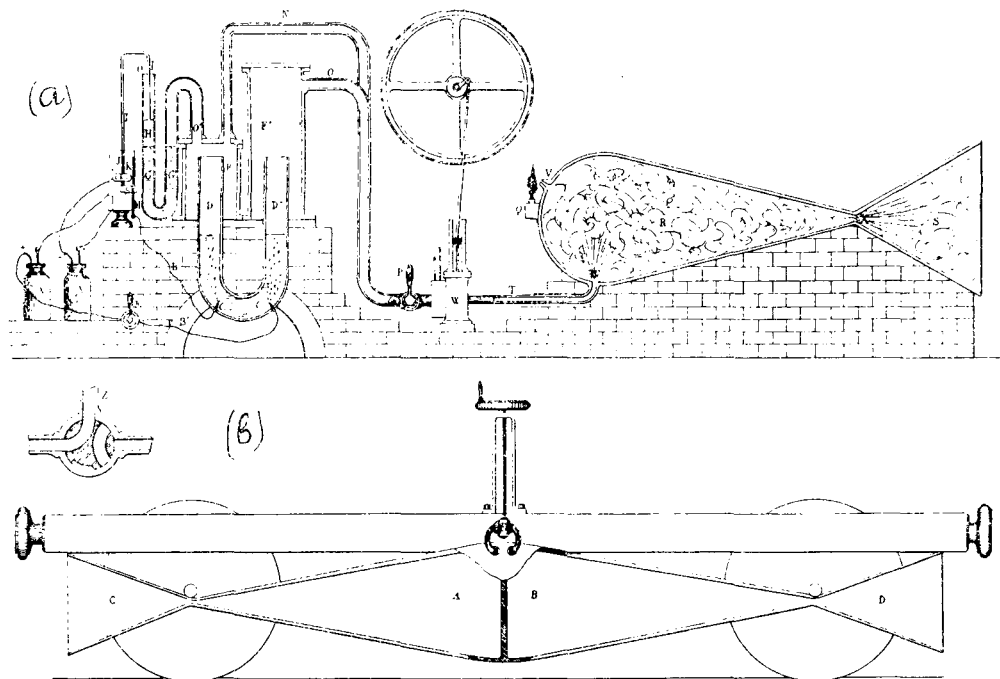
Составной снаряд-ракета Гютцлера.

В 1878 г. в Германии был взят патент (№ 2917) Гютцлером на составной снаряд-ракету (черт. 56в). Идея устройства снаряда заключалась в следующем. Из пушки вылетал снаряд с нарезками. При достижении известного места траектории внутри снаряда происходил взрыв, задняя часть отваливалась, а передняя выскакивала из обоймы задней и продолжала лететь, пока не достигала цели, где и взрывалась. Для большей устойчивости в полете, эта передняя часть снабжалась нарезками, которые, при вылете из обоймы снаряда, сообщали ей вращение. Автор приводит также чертеж снаряда, состоящего из 3-х частей.

Реактивный двигатель А. Керкхове и Т. Снирса.

В 1881 г. Айгустом Ван-де-Керкхове и Т. Снирсом (August K. Van-de-Kerchove und Theodore Snyerrs fils in Brussel), был взят патент на реактивный двигатель, приводимый в действие гремучим газом и предназначенный для движения по земле, воде и воздуху (черт. 57—59). Двигатель состоит из четырех главных частей (черт. 57а).

1. Газогенератор: Вода в изогнутой трубке D, D' разлагается на кислород (D) и водород (D'), при помощи электрического тока, подводимого к полюсам C, C' от электрической батареи A, A' .



Черт. 57. Реактивный двигатель Керкхове и Снирса.

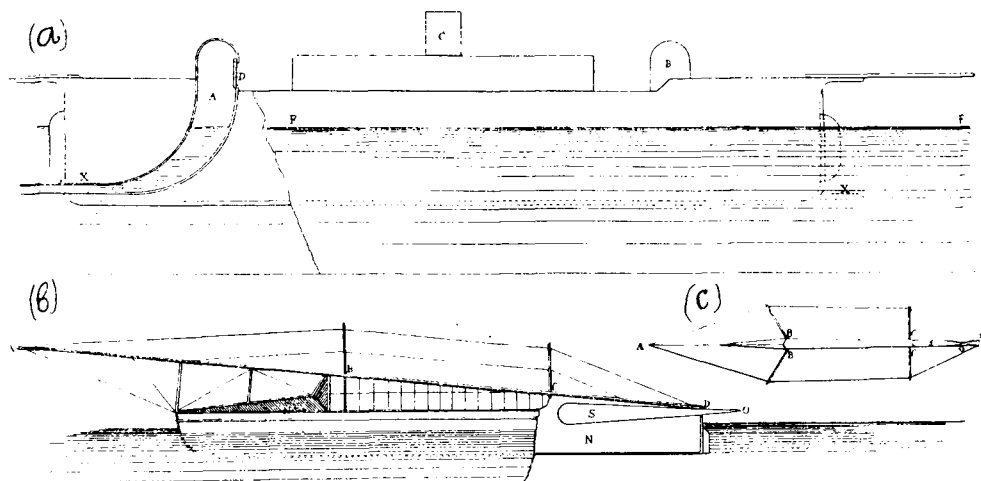
2. Регулятор газодобыывания: Давлением добытого газа колеблется уровень жидкости в трубке C, C' и поднимается или опускается поплавок H , который тянет за собой контакт K и может включать или выключать одну из батарей и тем самым усиливать или ослаблять газодобыывание.

3. Регулятор подачи смеси (гремучего газа). Работает на подобие золотникового устройства паровой машины и состоит из маховика и цилиндра с золотником (W).

4. Взрывная камера с дюзой. Гремучий газ поступает в камеру R взрывается и, вырываясь через отверстие x в дюзу S , производит отдачу, которая и сообщает машине движение.

На черт. 57в показано расположение двух камер A и B взрыва с двумя дюзами C и D для переднего и заднего хода, под платформой колесной повозки. Остальной механизм располагается на платформе.

На черт. (58а) показано судно для плавания по воде и движущееся по тому же принципу. Судно имеет одинаковые очертания как с носу, так и с кормы. Камеры сгорания *A* и *B*. Выходные отверстия для газов—



Черт. 58. Реактивный двигатель Керкхове и Снирса.

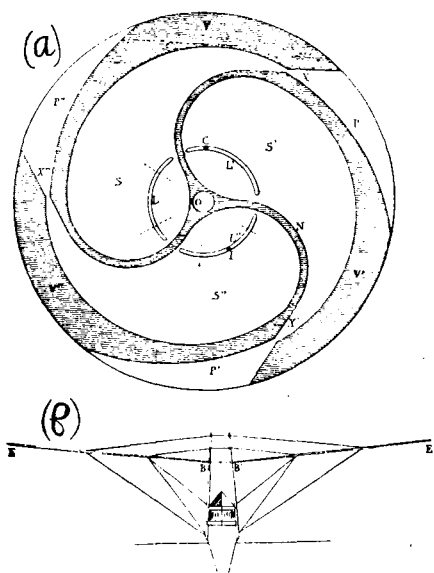
x—x. После взрывов должны открываться заслонки *D*, чтобы уничтожить вакуумм в камерах.

На черт. 58 (*b*, *c*) и 59*b*), показано применение этого двигателя (камера сгорания *S*) к гидросамолету.

Наконец, на черт. 59а показано применение подобного же принципа к стационарному двигателю. Взрывные камеры *S*, *S'*, *S''*, дюзы *P*, *P'*, *P''*, вал *O*, подводящее газ отверстие—*I*, зажигатель—*C*, *L*, *L'*, *L''*—отверстия для прохода газа.

д) Проект воздухоплавательного аппарата Н. И. Кибальчица.

Николай Иванович Кибальчич, бывший студент Ленинградского Института Инженеров Путей Сообщения и член русской социально-революционной партии, за несколько дней, именно 23 марта 1881 года, до своей казни, к которой он был присужден за участие в покушении на императора Александра II, представил тюремному начальству проект воздухоплавательного аппарата и просил дать его на отзыв сведующих экспертов... Проект этот заключал в себе идею реактивного аппарата. Кибальчич был казнен, а проект его остался в делах судебного следователя без движения.



Черт. 59. Реактивный двигатель Керкхове и Снирса

23-го марта 1918 года я получил из редакции журнала „Былое“ переписанный на машинке оригинал работы Кибальчича с предложением дать о ней отзыв. Этот отзыв с работой Кибальчича и с вступительной статьей П. Щ. (П. Щеголева) были напечатаны в журнале „Былое“ (1918 год № 10—11, стр. 112).

Ниже приводятся статьи П. Щ. и Н. Кибальчича в том виде, как они были напечатаны в упомянутом журнале. Работа Кибальчича заслуживает внимания не только потому, что она затронула вопрос о применении реактивного двигателя к полетам, но и потому, что указывает на глубокую любовь автора к новым путям исследования технических вопросов, любовь, которую не мог заглушить суровый приговор, уже объявленный ему, любовь, которая побеждает страх смерти и делает человека почти нечувствительным к земным страданиям...

Биография Н. И. Кибальчича.

Николай Иванович Кибальчич (черт. 60), сын сельского священника, уроженец Кролевецкого уезда Черниговской губернии, родился в 1854 году; первоначальное образование получил в Новгород-Северской духовной семинарии, а затем перешел в гимназию, по окончании которой 19-го сентября 1871 года поступил на I-й курс С.-Петербургского Института И. П. С. Затем уволился по прошению с III-го курса Института 25-го августа 1873 года и в том же году зачислился студентом Медико-Хирургической Академии. Здесь он все время занимался студенческими кружками самообразования, интересовался политико-экономическими вопросами, по которым даже читал рефераты, но был чужд политики и вовлекли его в нее лишь особые обстоятельства, о которых он подробно говорил на суде. Во время летних каникул 75 г., проведенных Кибальчичем в имении брата в Липовецком уезде Киевской губернии, он дал прочитать одному крестьянину сказку „О четырех братьях“, которая пошла по рукам и попала к властям, возбудившим по этому делу дознание. Они добрались до Кибальчича, вернувшегося уже в Петербург, и произвели обыск в его квартире, где за два дня до этого знакомая барышня оставила на время два тюка с нелегальной литературой. Кибальчич 11-го октября 1875 года арестовывается и, пробыв 2 года 8 месяцев в разных тюрьмах, был 1-го мая 1878 г. поговорен к месячному тюремному заключению. Вот как определяет Кибальчич влияние, которое оказал на него арест: „В 74 и 75 гг., когда преобладающим настроением в партии явилось желание идти в народ, слиться с народною массою, отречься от той среды, в которой мы были воспитаны, я тоже сочувствовал и разделял взгляды этого направления. Вероятно, я бы осуществил свою задачу, если бы этому не помешал арест... Если бы не строгие меры властей по отношению к деятелям, ходящим в народ, то я бы ушел в народ и был бы до сих пор там. Цели, которые я ставил, были отчасти культурного характера, отчасти социалистического. Мы все не обвинялись бы в царубийстве, а были бы среди городского и крестьянского населения. Ту изобретательность которую я проявил по отношению к метательным снарядам, я, конечно, употребил бы на изучение кустарного производства, на улучшение способа обработки земли, на улучшение сельско-хозяйственных орудий и т. д.“. Тюрьма и правительственный террор революционизировали Н. И., и он, предусматривая обострение борьбы правительства с партией и предвидя, что ей придется прибегать к решительным средствам, берется за серьезное изучение

литературы взрывчатых веществ на русском, немецком, французском и английском языках, и, действительно, в совершенстве постигает свойства нитроглицерина. В 1879 г. Н. И. предлагает Исполнительному Комитету через Квятковского свои услуги по изготовлению разрушительных снарядов. В подготовке взрыва в Одессе он принимает участие, как техник; едет в Одессу, изготавливает мины, но затем, по миновании надобности, отвозит Желябову в Александровск спираль Румкорфа. В половине декабря Н. И. возвращается в Петербург, принимается за изготовление мин для взрыва в Зимнем дворце, подкопа на Садовой и снарядов для действия 1 марта 1881 года. Н. И., будучи одним из солидно образованных людей своей партии, относился к своему делу с серьезностью кабинетного ученого и не входил в подробности организации покушений. Задержанный 17 марта, после убийства Александра II, Кибальчич в тюрьме чертил сначала на стене, а затем на принесенной ему бумаге проект воздухоплавательного аппарата и в своем последнем слове говорит об этом проекте. Запреля 1881 г. Кибальчича казнили. Он сохранил полное спокойствие во время казни, а накануне ее Кибальчич спокойно спал в своей камере.



Черт. 60. Н. И. Кибальчич.

Статья П. Щ. о проекте Н. И. Кибальчича.

Защитник Н. И. Кибальчича — В. Н. Герард, — в своей речи, в особом присутствии сената, характеризуя своего подзащитного, сказал: „когда я явился к Кибальчичу, как назначенный ему защитник, меня прежде всего поразило, что он был занят совершенно иным делом, ничуть не касающимся настоящего процесса. Он был погружен в изыскание, которое он делал о каком-то воздухоплавательном снаряде; он жаждал, чтобы ему дали возможность написать свои математические изыскания об этом изобретении. Он их написал и представил по начальству“.

Сам Кибальчич закончил свое последнее слово заявлением о своем изобретении: „по частному вопросу я имею сделать заявление на счет одной вещи, о которой уже говорил мой защитник. Я написал проект воздухоплавательного аппарата. Я полагаю, что этот аппарат вполне осуществим. Я представил подробное изложение этого проекта с рисунками и вычислениями. Так как, вероятно, я уже не буду иметь возможности выслушать взгляда экспертов на этот проект и вообще не буду иметь возможности следить за его судьбой, и возможно предусмотреть такую случайность, что кто-нибудь воспользуется этим моим проектом, то я теперь публично заявляю, что проект мой и эскиз его, составленный мною находится у г. Герарда“.

О проекте Кибальчича много говорили и писали в иностранных газетах, но он остался необнародованным. Автор воспоминаний о Н. И. Кибальчиче, появившихся в 1882 году, писал: „что касается его проекта воздухоплавательной машины, то, если не ошибаюсь, он состоял в следующем: все ныне употребляемые двигатели (пар, электричество и т. д.) не доста-

точно сильны для того, чтобы направлять воздушные шары. Идея Кибальчича состояла, кажется, в том, чтобы заменить существующие двигатели каким-нибудь взрывчатым веществом, вводимым под поршень. Сама по себе эта идея, насколько мне известно, не нова; но здесь важны подробности: какое вещество вводится, при каких условиях и т. д. Будет, конечно, очень жаль, если инквизиторская ревность правительства заставит его сражаться даже с мертвым врагом и похоронит вместе с ним, его, может быть, в высшей степени важное изобретение. Но всего вероятнее, конечно, что оно будет просто украдено, — благо протеста с того света никто не услышит.

Знающие Кибальчича не могут удивляться его философски-спокойной кончине. Он не был ни на йоту боевым человеком, он не способен был поднять руку на себе подобное существо, он не мог быть хладнокровным в такую минуту, когда приходится сражаться. Но, при его глубоком убеждении в правоте своего дела, при его способности сливаться всей душой с любимой идеей, он, конечно, мог спокойно глядеть в глаза смерти, более спокойно, чем большинство других людей. И накануне смерти, его, как известно, тревожила только судьба его проекта воздухоплавания, как Архимеда—судьба его кругов¹⁾.

Судьба проекта Кибальчича такова:

26 марта 1882 года (№ 1617) начальник жандармского управления, генерал Комаров, доносил в департамент государственной полиции: „в удовлетворение ходатайства обвиняемого в государственном преступлении сына священника Николая Кибальчича, проект его о воздухоплавательном приборе при сем представить честь имею“.

На этом донесении и сделаны две пометы: „приобщить к делу о 1 марта“ и „давать это на рассмотрение ученых теперь едва-ли будет своевременно и может вызвать только неуместные толки“. Во избежание неуместных толков, проект Кибальчича был вложен в конверт, запечатан и подшит к делу.

Этот конверт оставался при деле запечатанным долго... 36 лет. Только в августе 1917 года дело было обретоно в архиве департамента полиции, пакет был вскрыт, и проект появляется на свет впервые на страницах „Былого“.

Но Кибальчичу сказали, что проект его передадут на рассмотрение ученых, и он ждал их ответа, их суда. Кончился март месяц, до смертной казни оставалось два дня, и Н. И. Кибальчич решился утруждать 31 марта „его сиятельство господина министра внутренних дел“ следующим прошением:

„По распоряжению вашего сиятельства, мой проект воздухоплавательного аппарата передан на рассмотрение технического комитета. Не можете ли, ваше сиятельство, сделать распоряжение о дозволении мне иметь свидание с кем-либо из членов комитета по поводу этого проекта не позже завтрашнего утра, или, по крайней мере, получить письменный ответ экспертизы, рассматривавшей мой проект, тоже не позже завтрашнего дня. Прошу ваше сиятельство дозволить мне предсмертное свидание со всеми моими товарищами по процессу или, по крайней мере, с Желябовым и Перовской“.

¹⁾ Николай Иванович Кибальчич, Лондон 1882 г. (сбор в пользу Красного Креста „Народной Воли“), 24 стр.

Нечего и добавлять, что предсмертные просьбы Кибальчича были оставлены без последствий.

Через тридцать семь лет проект Кибальчича становится общим достоянием. Воспроизводим его совершенно точно ¹⁾.

П. III.

Проект воздухоплавательного прибора.

(бывшего студента института инженеров путей сообщения Николая Ивановича Кибальчича, члена русской социально-революционной партии).

Находясь в заключении, за несколько дней до своей смерти, я пишу этот проект. Я верю в осуществимость моей идеи, и эта вера поддерживает меня в моем ужасном положении.

Если же моя идея, после тщательного обсуждения учеными специалистами, будет признана исполнимой, то я буду счастлив тем, что окажу громадную услугу родине и человечеству. Я спокойно тогда встречу смерть, зная, что моя идея не погибнет вместе со мной, а будет существовать среди человечества, для которого я готов был пожертвовать своей жизнью. Поэтому я умоляю тех ученых, которые будут рассматривать мой проект, отнестись к нему как можно серьезнее и добросовестнее, и дать мне на него ответ как можно скорее.

Прежде всего считаю нужным заметить, что будучи на свободе, я не имел достаточно времени, чтобы разработать свой проект в подробностях и доказать его осуществление математическими вычислениями. В настоящее время, я, конечно, не имею возможности достать нужные для этого материалы. Следовательно, эта задача — подкрепление моего проекта математическими вычислениями — должна быть сделана теми экспертами, в руки которых попадет мой проект. Кроме того, я незнаком с той массой подобных же проектов, которая появилась за последнее время, т. е. вернее сказать, мне известны приблизительные идеи этих проектов, но неизвестны те формы, в каких изобретатели думают осуществить свои идеи. Но, насколько мне известно, моя идея еще не была предложена никем.

В своих мыслях о воздухоплавательной машине я прежде всего остановился на вопросе: какая сила должна быть употреблена, чтобы привести в движение такую машину. Рассуждая аргюг, можно сказать, что сила пара здесь непригодна, я не помню точно, какой процент тепловой энергии, переданный пару нагреванием, утилизируется в виде работы, но знаю, что этот процент весьма невелик. Между тем, паровая машина громоздка сама по себе и требует много угольного нагревания для приведения в действие. Поэтому я думаю, что какие бы приспособления ни были приделаны к паровой машине, — вроде крыльев, подъемных винтов и проч. — паровая машина не в состоянии поднять самое себя на воздух.

¹⁾ Интересно отметить здесь упоминание о проекте Кибальчича в вышедшей в Лондоне книге „Aerial Russia“ by Lient. Col. Roustam Bek 1916 г. Автор на стр. 12 пишет: „Зародыш русской авиации следует отнести к началу царствования императора Александра III, который наследовал в 1881 году своему убитому отцу. Говорят, что один из убийц Александра II-го — освободителя, искусный инженер и математик Кибальчич (Kibaltich), будучи заключен в Петропавловской крепости, разрабатывал проект воздушного корабля. После казни Кибальчича этот проект был представлен на усмотрение военного министра, генерала Ванновского, который сильно заинтересовался этим проектом“.

В электродвигателях гораздо большая доля переданной энергии утилизируется в виде работы, но для большого электродвигателя нужна опять-таки паровая машина. Положим, что паровая и электродвигательная машины могут быть установлены на земле, а гальванический ток может по проволокам, на подобие телеграфных, передаваться воздухоплавательному прибору, который, скользя, так сказать, особой металлической частью по проволокам, получает ту силу, которою можно привести в движение крылья или другие подобные приспособления снаряда. Не берусь утверждать, что подобное устройство летательного снаряда возможно, но если бы оно и было возможно, то, во всяком случае, оно было бы неудобно, дорого и не представляло бы никаких преимуществ перед движением по рельсам.

Многие изобретатели основывают движение воздухоплавательных снарядов на мускульной силе человека, как, например, доктор Аренд. Беря типом устройства своих проектируемых машин — птицу, они думают, что можно устроить такие приспособления, которые, будучи приведены в движение собственной силой воздухоплавателя, позволят ему подниматься и летать по воздуху. Я думаю, что если и возможно устроить такого типа летательное приспособление, что оно все-таки будет иметь характер игрушки и серьезного значения иметь не может.

Какая же сила применима к воздухоплаванию? Такой силой, по моему мнению, являются медленно горящие взрывчатые вещества.

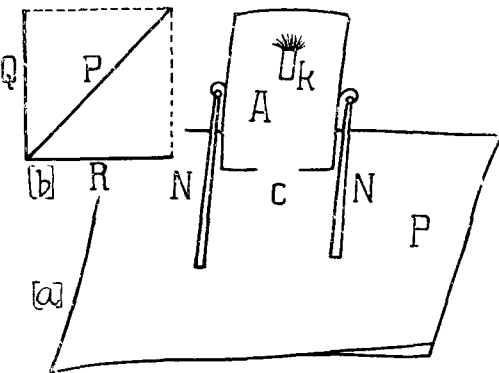
В самом деле, при горении взрывчатых веществ образуется более или менее быстро большое количество газов, обладающих, в момент образования, громадной энергией. Я не помню в точности, какую работу, если выразить ее в килограммо-метрах, производит воспламенение 1 фунта пороха, но, если не ошибаюсь, 1 фунт пороху, будучи взорван в земле, может выбросить земляную глыбу, весящую 40 пудов. Словом, никакие другие вещества в природе не обладают способностью развивать в короткий промежуток времени столько энергии, как взрывчатые.

Но каким образом можно применить энергию газов, образующихся при воспламенении взрывчатых веществ, к какой-либо продолжительной работе? Это возможно только под тем условием, если та громадная работа, которая образуется при горении взрывчатых веществ, будет образовываться не сразу, а в течение более или менее продолжительного промежутка времени. Если мы возьмем фунт зернистого пороха, вспыхивающего при зажигании мгновенно, спрессуем его под большим давлением в форму цилиндра, и затем зажжем один конец этого цилиндра, то увидим, что горение не сразу охватит цилиндр, а будет распространяться довольно медленно от одного конца к другому и с определенной скоростью. Скорость распространения горения в прессованном порохе определена из многочисленных опытов и составляет 4 линии в секунду.

На этом свойстве прессованного пороха основано устройство боевых ракет. Сущность этого устройства состоит в следующем. В жестяной цилиндр, закрытый с одного основания и открытый с другого, вставляется плотно цилиндр прессованного пороха, имеющий по оси пустоту в виде сквозного канала: горение прессованного пороха начинается с поверхности этого канала и распространяется в течение определенного промежутка времени к наружной поверхности прессованного пороха; образующиеся при горении пороха газы производят давление во все стороны, но боковые давления газов взаимно уравниваются, давление же на дно жестяной оболочки пороха, не уравновешенное противоположным давлением

(так как в эту сторону газы имеют свободный выход), толкает ракету вперед по тому направлению, на котором она была установлена в станке до зажигания. Траектория полета ракеты составляет параболу, подобно траектории ядер, выпущенных из орудий.

Представим себе теперь, что мы имеем из листового железа цилиндр известных размеров, закрытый герметически со всех сторон и только в нижнем дне своем заключающий отверстие известной величины. Расположим по оси этого цилиндра кусок прессованного пороха цилиндрической же формы и зажжем его с одного из оснований (черт. 61); при горении образуются газы, которые будут давить на всю внутреннюю поверхность металлического цилиндра, но давления на боковую поверхность цилиндра будут взаимно уравниваться, и только давление газов на закрытое дно цилиндра не будет уравновешено противоположным давлением, как как с противоположной стороны газы имеют свободный выход—через отверстие в дне. Если цилиндр поставлен закрытым дном кверху, то при известном давлении газов, величина которого зависит с одной стороны от внутренней емкости цилиндра, а с другой стороны — от толщины куска прессованного пороха, цилиндр должен подняться вверх.



Черт. 61. Реактивный аппарат Кибальчича.

Я не имею под руками данных, которые позволили бы хотя приблизительно определить, какое количество прессованного пороха должно сгореть в единицу времени для того, чтобы при данных известных размерах цилиндра и известной величине его тяжести, образующиеся при горении пороха газы могли бы оказать на дно цилиндра такое давление, которое уравнесило бы силу тяжести цилиндра. Но я думаю, что на практике такая задача вполне разрешима, т. е., что при данных размерах и весе цилиндра можно, употребляя цилиндрические куски прессованного пороха известной толщины, достигнуть того, что давление газов на дно будет уравнивать тяжесть цилиндра. Реальным подтверждением этого могут служить ракеты. В настоящее время изготавливаются такие ракеты, которые могут поднять до пяти пудов разрывного снаряда. Правда, пример ракеты не совсем подходит сюда, так как ракеты отличаются такой громадной быстротой полета, которая немыслима для воздухоплавательного прибора, но эта быстрота происходит от того, что в ракете помещают значительные количества пресованного пороха и, притом, поверхность горения его велика. Если же требуется гораздо меньшая быстрота полета вверх, то и количество пороха, сгорающее в единицу времени, должно быть гораздо меньше. Я в точности не знаю, нужно ли для соблюдения медленности и правильности горения заключать пресованный порох в плотно прилегающую к нему оболочку. Но если бы заключение в оболочку и было необходимо, то это все-таки не помешало бы употреблению прессованного пороха для устройства аппарата.

Итак, вот схематическое описание моего прибора:

В цилиндре А, имеющем в нижнем дне отверстие С, устанавливается по оси, ближе к верхнему дну, пороховая свечка К (так буду я назы-

вать цилиндрики из прессованного пороха). Цилиндр A , посредством стоек NN , прикреплен к средней части платформы P , на которой должен стоять воздухоплаватель. Для зажигания пороховой свечки, а также для устанавливания новой свечки на место сгоревшей (притом, конечно, не должно быть перерыва в горении) должны быть придуманы особые автоматические механизмы. Так, для установления пороховых свечей, по мере их сгорания, самым подходящим автоматическим приспособлением было бы приспособление, приводимое в движение часовым механизмом вследствие правильности сгорания пороховых свечей. Но я не коснусь здесь этих приспособлений, так как все это легко может быть разрешено современной техникой.

Представим теперь, что свеча K зажжена. Через очень короткий промежуток времени цилиндр A наполняется горячими газами, часть которых давит на верхнее дно цилиндра, и если это давление превосходит вес цилиндра, платформы и воздухоплавателя, то прибор должен подняться вверх. Заметим, кстати, что в подманинии прибора вверх будет участвовать не одна только сила давления пороховых газов: горячие газы, наполняющие цилиндр A , имеют меньший удельный вес, чем вес вытесненного ими воздуха, поэтому, на основании аэростатического закона, прибор должен сделаться легче на разницу в весе воздуха, наполнявшего цилиндр A , и весе пороховых газов в нем. Следовательно, здесь встречается также и то выгодное обстоятельство, которое в аэростате составляет причину поднятия. Давлением газов прибор может подняться очень высоко, если величина давления газов на верхнее дно будет во все время поднятия превышать тяжесть прибора. Если же желают остановиться на известной высоте, в неподвижном состоянии, то для этого нужно вставить менее толстые пороховые свечи, так, чтобы давление образующихся газов как раз уравновешивало бы тяжесть прибора.

Таким путем, воздухоплавательный прибор может быть поставлен по отношению к воздушной среде — в таком же положении, как неподвижно стоящее судно — по отношению к воде. Каким же образом можно двинуть теперь наш аппарат в желаемом направлении.

Для этого можно предложить два способа:

Можно употребить второй, подобный же цилиндр, установленный только горизонтально и с обращенным не вниз, а в сторону отверстием в дне. Если в такой цилиндр вставить подобное же приспособление с пороховыми свечками и зажечь свечку, то газы, ударяясь в дно цилиндра, заставят лететь прибор по тому направлению, куда обращено дно. Для того же, чтобы горизонтальный цилиндр можно было установить в каком угодно направлении, он должен иметь движение в горизонтальной плоскости. Для определения направления может служить компас точно также, как и для плавания на воде.

Но мне кажется, что можно ограничиться и одним цилиндром, если установить его таким образом, чтобы он мог быть наклоняем в вертикальной плоскости, а теперь мог бы иметь конусообразное вращение. Наклонением цилиндра достигается вместе и поддерживание аппарата в воздухе, и движение в горизонтальном направлении. Так положим, что сила давления газов на дно цилиндра выражается графически через P ; разложим эту силу на составляющие Q и R (черт. 61). Если сила Q как раз равняется тяжести прибора, то он будет лететь в горизонтальной плоскости, движимой силой R . Следовательно, цилиндр должен быть наклонен настолько, чтобы летение происходило в горизонтальной плоскости. Для того же, чтобы летение происходило в определенном напри-

влении, нужно конусообразным поворачиванием цилиндра установить ось его в этом направлении. Но при двух цилиндрах достигается, мне кажется, большая правильность полета и большая устойчивость аппарата. Действительно, при двух цилиндрах колебания всего аппарата меньше отклоняют аппарат от желаемого направления, чем при одном. Кроме того, при одном цилиндре труднее достигнуть такой скорости, как при двух.

Что же касается вообще до устойчивости, то, мне кажется, она будет достаточна, в виду того, что цилиндры расположены выше тяжелых частей аппарата и при том таким образом, что центр тяжести, по крайней мере одного из них, напр., верхнего, находится на одной отвесной линии с центром тяжести аппарата. Впрочем, для устойчивости могут быть придуманы какие-нибудь регуляторы движения в виде крыльев и т. п.

Для того, чтобы аппарат опустился на землю, нужно вставлять пороховые свечки постепенно все меньшего диаметра, и тогда аппарат также будет постепенно опускаться.

В заключение замечу, что, по моему мнению, не один прессованный порох может служить для этой цели. Существует много медленно горящих взрывчатых веществ, в состав которых входит тоже селитра, сера и уголь, как и в порох, но только в другой пропорции или с примесью еще других веществ. Может быть, какой-нибудь из этих составов окажется еще удобнее прессованного пороха.

Верна или не верна моя идея — может решить окончательно лишь опыт. Из опыта же можно лишь определить необходимые соотношения между размерами цилиндра, толщиной пороховых свечей и весом поднимаемого аппарата. Первоначальные опыты могут быть удобно произведены с небольшими цилиндриками даже в комнате“.

Замечание относительно проекта Кибальчича.

Н. И. Кибальчич, излагая идею реактивного двигателя, думал лишь о применении его для полета в воздухе, и не предвидел, что тот же принцип можно применить и для полета вне воздуха, т. е. в мировом пространстве. Можно думать, что ему были уже известны идеи Ж. Верна о возможности применения реактивного двигателя для сообщения движения телу, так как еще в 1874 г. появилось уже второе издание русского перевода соч. Ж. Верна „Вокруг Луны“, где описывалось применение ракет для изменения движения ядра, в котором летели на луну герои романиста.

При подходе к проекту Кибальчича со строгой проверкой возможности поднятия его аппарата и управления им в полете, конечно, проект не выдерживает критики. Скорость пороховых газов и энергия их недостаточна для поднятия того устройства, которое предвидит автор. Но все же, оставляя в стороне вопрос о приоритете идеи и способах ее осуществления, нельзя не преклониться перед человеком, любовь которого к новым изобретениям и работа исследовательской мысли которого захватывают его всего перед казнью, и уверенность которого о несомненно правильном и казавшемся ему новым принципе полета, поддерживала и ободряла его перед его близкой кончиной.

е) Дальнейшие работы.

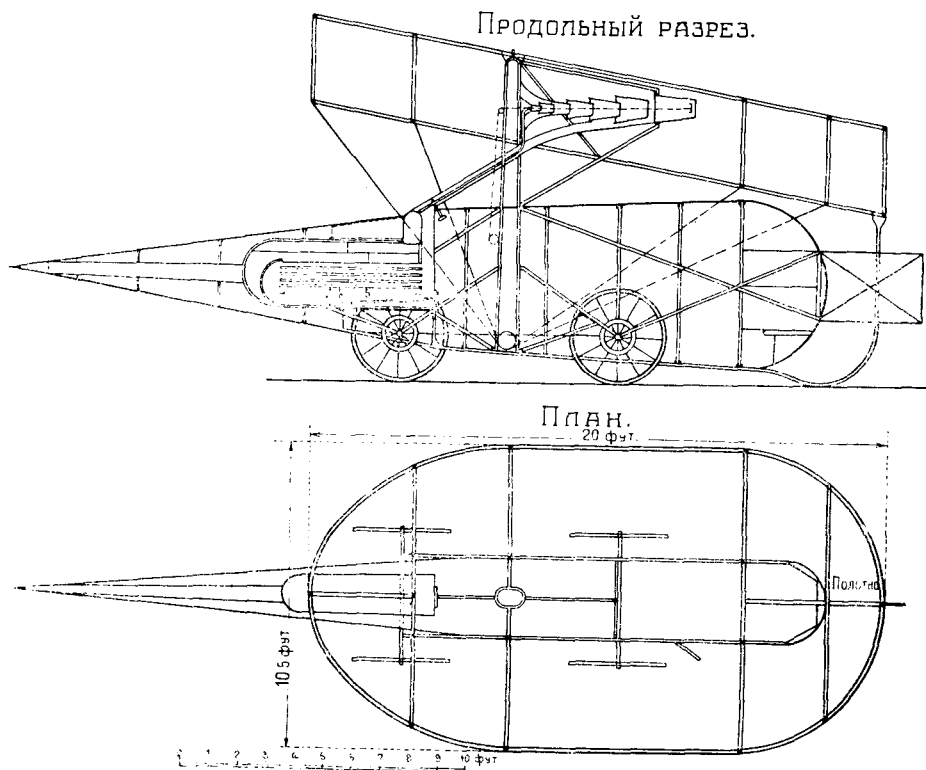
Реактивный дирижабль 1882 г.

В 1882 г. Пульк Рабек предложил проект реактивного дирижабля следующего устройства: гондола прочно соединена с шаром. Корабль передвигается посредством всасывания воздуха спереди и выхода воздуха

сзади вентиляторами. Длина дирижабля — 100 м, диаметр — 15 м., объем — 6515 м³.

В 1888 г. Сиарсю (Siarcu) установил на лодке, плававшей по р. Сене, двигатель, действовавший реакцией взрыва особого взрывчатого вещества. Однако, опыты были прерваны, благодаря несчастному случаю при взрыве состава, при чем были убиты два помощника экспериментатора.

В 1886 г. в манеже кавалергардского полка в Петербурге инженер Эвальд сделал опыт с полетом небольшого самолета при помощи ракеты.



Черт. 62. Паролет Гешвенда.

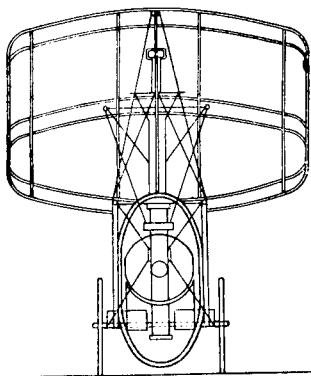
Паролет Гешвенда.

В 1887 г. в Киеве вышла в свет брошюра Ф. Гешвенда „Общее основание устройства воздухоплавательного парохода (паролета)“, в которой автор развивает идею реактивной работы пара, предложенной им еще ранее в брошюре „Общее основание применения такой работы к жел.-дор. паровозам“. Развитие заключается в применении реактивного действия пара к полету аэроплана. Гешвендом в упомянутой брошюре был дан чертеж аэроплана в трех проекциях и расчет. На основании своих расчетов автор получает следующие результаты: скорость при взлете 104½ версты в час, площадь крыльев — 350 кв. фут., лобовое сопротивление — 28,29 пуда, подъемная сила — 81,15 пуда. Угол встречи крыльев — при взлете 16°, при полете с 6°,7 — скорость 157 верст, при

4°,1 — 200,8 верст в час и расход пара 520 фунт. в час. При 3° — 260 верст при расходе пара 480 фунтов в час. (черт. 62 и 63).

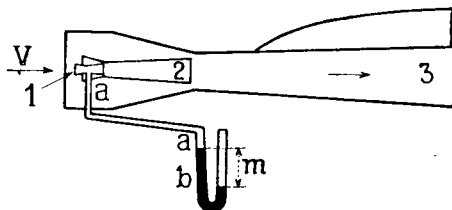
Поездка из Киева в С.-Петербург с 5-ю остановками по 10 минут совершится в 6 часов. При конденсации воды расход ее будет на 50% менее, например, не 520, а 260 фун. в час. Запас на один час полета будет: топливо (керосин) — 40 фунтов и вода — 6,5 пудов. Давление пара в котле 10 атм. В аппарате помещаются 3 пассажира и 1 машинист. Для управления служат руль поворотов и поворот последней воронки пароструйного аппарата вокруг вертикальной оси для изменения давления пара на крылья. Мощность двигателя 199 HP. Максимальный расход пара 960 фут. в час. Диаметр расходного отверстия — 0,62 д. Площадь нагрева котла — 80 кв. фут. Вес аппарата 69,6 пуд., включая воду 7 пуд., в котле, запас ее на час полета 6,5 пуда и топливо — 1 пуд. Полезная подъемная сила 11,55 пуда. Стоимость — 1400 руб.

ПЕРЕДНИЙ ФАСАД.



Черт. 63. Паролет Гешведа.

Как видно из чертежа, двигатель — реактивный паровой, при чем пар, выходя по трубке из котла, проходит ряд сопел, подобных инжекторным. и увлекая за собой большую массу воздуха, вырывается из последней — седьмой воронки.



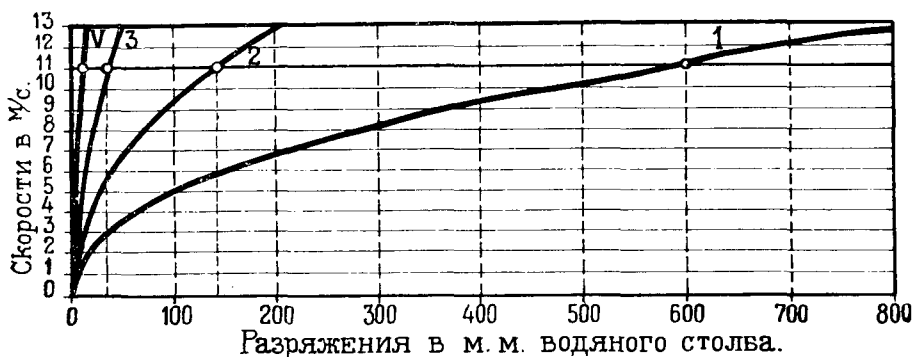
Черт. 64. Мультипликатор Бурдона.

Мультипликатор Бурдона.

Еще до 1888 года Бурдон предложил прибор, при помощи которого можно было измерять скорости ветра, и который был весьма чувствителен, так как он, при помощи остроумного устройства, увеличивал эти скорости во много раз. Этот прибор состоял из трех, вложенных одна в другую двойных конических трубок эжекторного типа, из которых каждая внешняя усиливала подсасывающее действие во внутренней. Например, если воздух попадал в раструбы слева со скоростью v (черт. 64), то проходя по трубке 3, он усиливал подсасывание во 2-й, а проходя во 2-й, — усиливал подсасывание в 1-й. Трубка от манометра (b) вела в узкую часть раструба 1 и указывала в нем степень (m) — подсасывания. На черт. 65 показаны диаграммы, характеризующие скорости и давления во всех трех трубках при изменении скорости ветра v , например, при скорости ветра 11 m/sec (кривая v) ей соответствовало при обычных условиях давление (подсасывание) около 11 mm вод. столба, тогда как в трубке 3 разрежение будет около 33 mm , во 2-й около 140 — и в 1-й — 300 mm .

Этот прибор может быть сделан обратимым, т. е., заставляя по трубке aa поступать газы и вырываться вправо из трубки 1-й, можно,

при помощи трубок 2-й и 3-й заставить большие массы воздуха увлекаться вправо и вырываться из правого раструба трубки 3-й, благодаря чего получается значительное реактивное действие прибора.

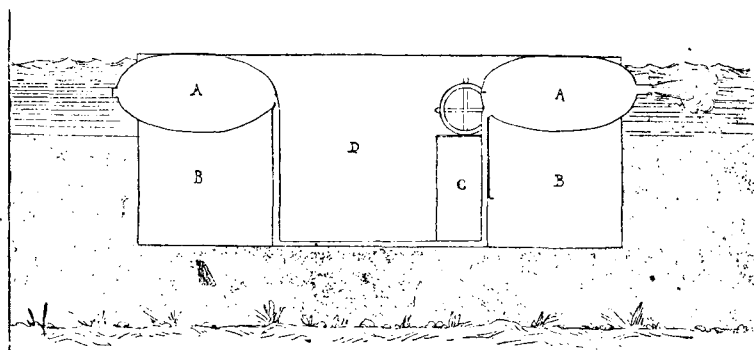


Черт. 65. Скорости истечения в мультипликаторе Бурдона.

Ракетный дирижабль.

Около 1888 года один француз взял патент на дирижабль, который должен был быть снабжен пушкой, поставленной в гондолу; при выстреле из пушки, образующийся откат ее должен был служить для передвижения дирижабля в желаемом направлении.

Французские авторы Ж. Фор и Графиньи в своем романе „Aventures Extraordinaires d'un savant russe“ (Paris 1889 г..) описывают два реактивных аппарата, которые применяют жители луны для плавания по воде и для летания по воздуху.

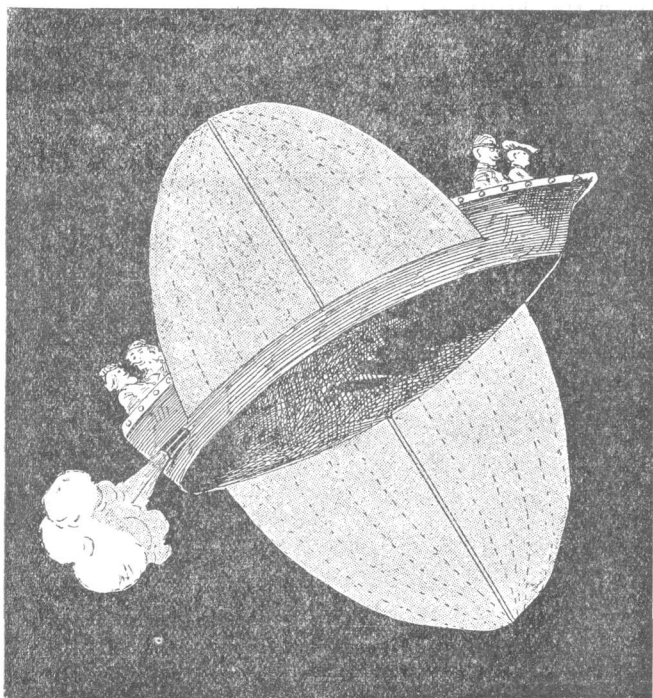


Черт. 66. Реактивное судно Фора и Графиньи.

Первый аппарат (черт. 66) применяется для плавания по воде и состоит из поплавков А А, круговой каюты В, мотора С и трюма D. Насос всасывает воду через отверстие переднего поплавка и гонит ее через отверстие заднего. Сила всасывания и сила реакции должны двигать судно справа налево.

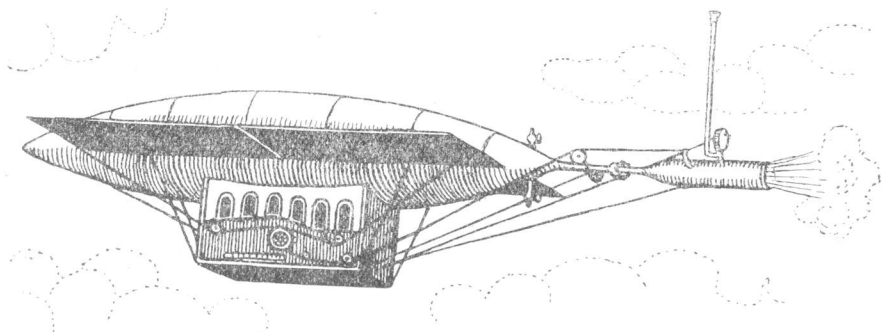
Второй аппарат (черт. 67). Аппарат состоит из лодки с крыльями и реактивного двигателя. Особая смесь, при взрыве, дает газы, которые, вылетая у кормы лодки, производят отдачу, толкающую аппарат в про-

тивоположную сторону. При этом, однако, автор считает, что толчек получается при давлении газов на воздух.



Черт. 67. Реактивный космический корабль Фора и Графиньи.

В Америке в конце 1890 годов появился проект особого дирижабля инженера Бэтти, приводимого в движение реактивной силой газов, образующихся от взрывчатых шариков, запас которых автоматически по-

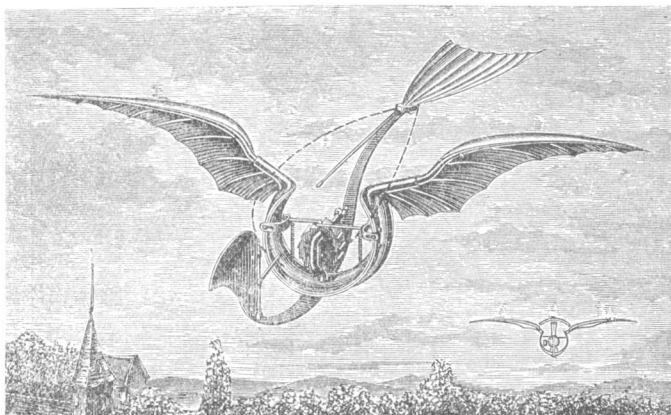


Черт. 68. Реактивный корабль Бэтти.

дается к месту взрыва позади кормы. Ряд толчков от таких взрывов и должен был приводить дирижабль в движение по желаемому направлению (черт. 68).

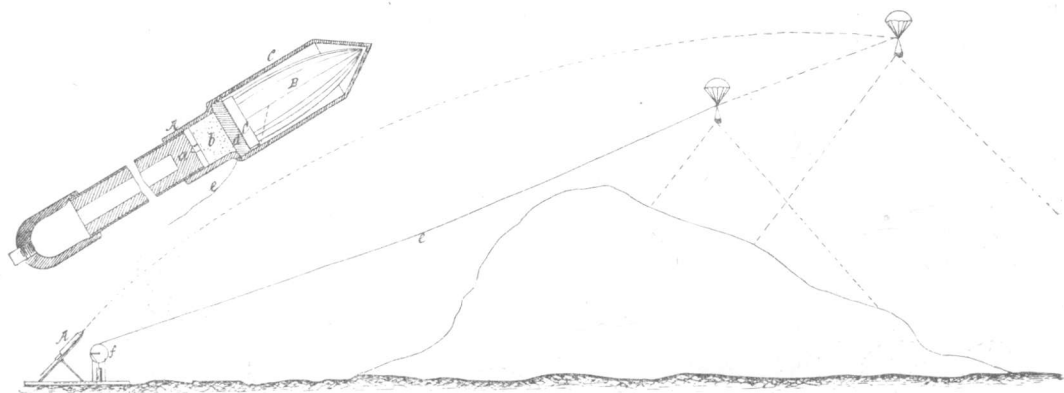
Орнитоптер Густава Трувэ.

В 1891 г. во французскую академию наук Густав Трувэ представил проект летательной машины, напоминающей сказочного дракона с распущенными крыльями, которые прикреплялись к ножкам подковообразно изогнутой пустотелой трубки (черт. 69). Если увеличить давление заключенного в ней воздуха, то она начнет распрямляться и раздвигать ножки, при понижении давления последние будут, наоборот сдвигаться. Ряд таких изменений давления вызовут периодические колебания трубки,



Черт. 69. Орнитоптер Трувэ.

которые и передадут движение крыльям. Колебательные движения должны вызываться последовательными взрывами патронов со смесью водорода и кислорода, помещенных в автоматически действующем револьверном барабане. Модель эта весила $3\frac{1}{2}$ kg и при взрыве 12 патронов могла пролетать расстояние в 75 метров. После каждого удара птица поднималась, а затем немного опускалась. После двенадцатого выстрела она опускалась на землю красивым скользящим полетом.

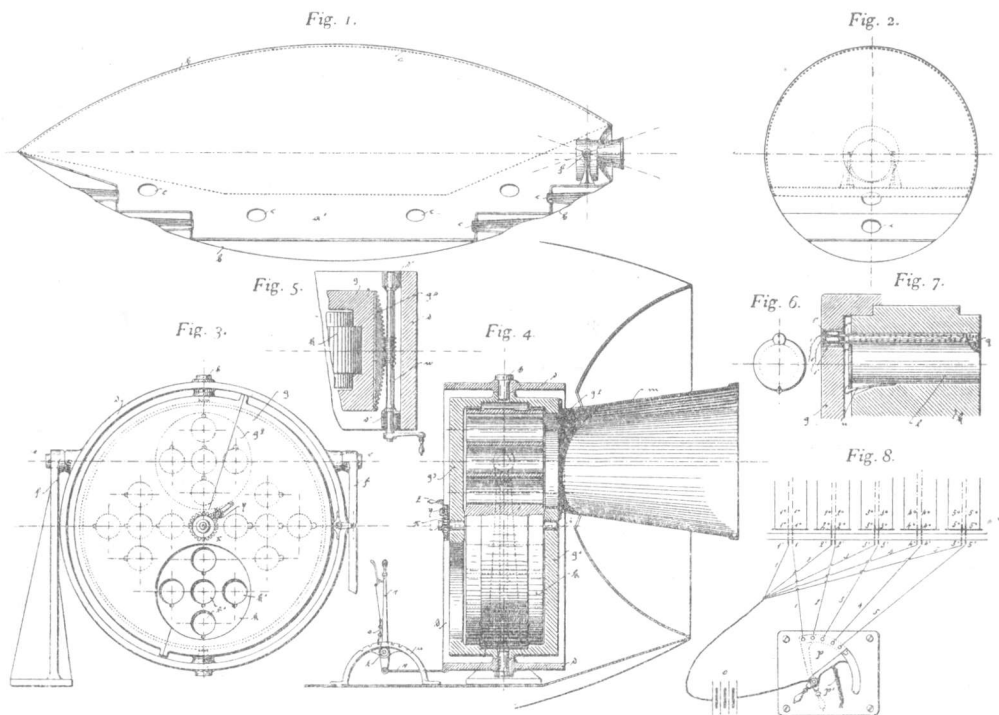


Черт. 70. Фото-ракета Рормана.

Фотографирование земли при помощи снаряда или ракеты.

В 1891 году в Германии был взят Людвигом Рорманом патент на применение ракеты для фотографирования земной поверхности (№ 64209). Идея устройства аппарата заключалась в следующем: (черт. 70).

На земле устанавливался станок с ракетой *A*. При зажигании, последняя улетала в воздух, в данный момент взрывалась и освобождала парашют с фотокамерой, которая производила снимки. Затем парашют с камерой подтягивались к месту взлета при помощи троса *e* и ворота *f*. Сама ракета состояла из оболочки с горючим *a*. Когда последнее сгорало, происходил взрыв заряда *b*, который, при помощи тарелки *d* выбрасывал парашют с фото-камерой, разрывая оболочку *c*.



Черт. 71. Ракетный дирижабль Петерсена.

Ракетный дирижабль Петерсена.

Николай Петерсен в Гвадалахаре (Мексика) взял в 1892 году патент на дирижабль, приводимый в движение ракетным двигателем. Общий вид дирижабля изображен на черт. 71 (1). Он состоит из газового баллона *a*, заключенного внутри оболочки *b*. Под баллоном *a* находится пассажирское помещение *a'*, с окнами *c*. На корме имеется впадина, в которую вставлен раструб (*m*), в виде усеченного конуса, узкий конец которого примыкает к барабану (*k*) (черт. 4). Этот последний похож на револьверный барабан и заключает в себе ряд ракет. Барабан *k* может вращаться вокруг двух осей, укрепленных на двух кольцах. Одна ось *ee*, укреплена на стойках и позволяет барабану вращаться вокруг горизонтальной оси при помощи рычага (*r*) (черт. 4). Другая ось (*hh*) укреплена между наружным (*d*) и внутренним (*g*) кольцами и позволяет барабану поворачиваться вокруг вертикальной оси при помощи бесконечного винта *w* и зубчатки *g* (черт. 5). В кольце *g'* сделано два круглых отверстия—одно против раструба (*m*), и через него вырываются

газы при взрыве ракет, а другое внизу—слева—для вкладывания новых ракет в барабан и для удаления обоим использованных ракет. Ракеты *l* помещаются в барабане и последовательно взрываются при помощи электрического запальника (черт. 7). Рулевое устройство, необходимое для изменения направления движения, достигается поворачиванием всего кормового ракетного двигателя вокруг вышеупомянутых двух осей *hh* и *ee*. Тогда реакция уже не будет совпадать с осью корабля и будет его поворачивать в желаемую сторону.

Описанное изобретение, интересное по идее, однако, мало пригодно на практике, так как: 1) движение будет происходить толчками, вредными для конструкции дирижабля, 2) регулировка и замена ракет производится от руки, что утомительно и не надежно, 3) нет расчета количества и мощности ракет и не указан их вес, и вряд ли дирижабль того относительного объема, какой показан на чертеже, сможет поднять требуемое количество ракет, 4) не обеспечена безопасность от взрыва.

1892 г. Патент № 68783. Е. Лаваренно (Париж) (черт. 72а). В этом аппарате особый двигатель *M* гонит сжатый газ (воздух, пар или газ) через камеру *C* в два раструба *A—B*,—один *B* направленный вниз, другой *A* назад. Создаваемые реакции должны давать подъемную силу и движение вперед. Для облегчения выхода газа в раструбах помещены валы *aa* и *bb*, с пропеллерами, которые вращаясь, создают благоприятные условия для выхода газа.

Многочисленные проекты летательных аппаратов с различным применением идеи реактивных свойств истекающей жидкости или газов появились в разное время и многие из них описаны в книге „Die Entwicklung der Flugzeugapparate an Hand der deutschen Patentliteratur vom Jahre 1879—1911 (Herausgegeben B. Alexander Katz). Berlin 1917. Среди этих проектов можно отметить следующие:

1895 г. Патент № 89890 Карла Рейтера (Мюнхен) (черт. 72b). В его аппарате воздух засасывается через верхнее основание коробки, имеющей вид усеченного конуса и вращающейся вокруг своей оси при помощи мотора. Далее воздух отбрасывается к периферии основания и, благодаря центробежной силе, вырывается через отверстия и этой периферии вниз, создавая реакцию вверх.

1895 г. Патент № 86738 Геберта (Берлин). Аппарат должен подниматься и двигаться горизонтально реакцией вырывающегося из поворотного крыла газа, при чем, для увеличения силы реакции применена система труб (а), на подобие инжекторных (черт. 72с).

В 1895 г. перуанец-инженер Педро—Е. Паулет (Pedro Paulet E.) изобрел ракету, описание которой было опубликовано в газете. „El Comercio“, на испанском языке 7 октября 1927 г. в Лиме.

Высота ракеты 10 *ст*, открытое устье—10 *ст* диаметром. При помощи кранов к устью подводилась периодически смесь перекиси азота и бензин, которые взрывались электрической искрой. По словам автора, ракета, весом $2\frac{1}{2}$ *kg*, давала 300 взрывов в минуту и показывала по динамометру тягу 90 *kg*.

Газовый реактивный прибор Ал. Федорова.

В 1896 году А. Федоров опубликовал идею устройства реактивного аппарата, который должен был передвигаться в пространстве при помощи отдачи газов и исключаящий атмосферу, как опорную среду (черт. 72d). Газ (пар, воздух под давлением или углекислота) поступают

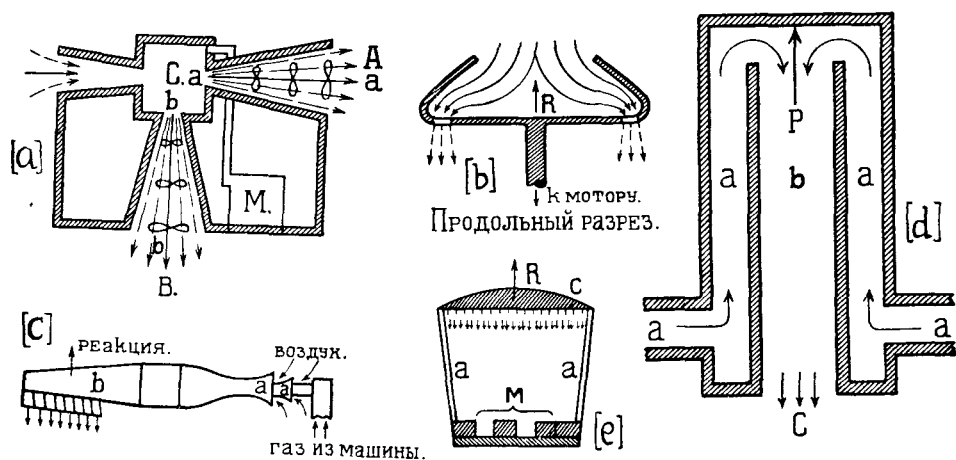
по трубкам a в трубу b , из которой через ее открытое устье c и вырываются в пространство, производя отдачу P , которая и заставит прибор передвигаться по направлению этой отдачи.

1901 год. Патент № 134182 Ваплера (Шпандау). Аппарат (дирижабль) должен двигаться силою реакции воздуха, который засасывается винтами с носа дирижабля и гонится по продольной трубе к корме, откуда и вырывается назад.

Проекты реактивных аппаратов Материкина, Бермана, Соколовского и Познанского.

В конце 1908 года появилось сообщение в газетах, что изобретатель Материкин с доктором естественных наук Берманом предложили для получения полета применить реакцию вытекающего из ракеты сжатого газа или жидкого воздуха.

Подобную же идею высказал в техническом журнале изобретатель Соколовский. В этом же направлении в Германии работал и Познанский,



Черт. 72. Реактивные аппараты: а) Лаваренна, б) Рейтера, в) Геберта, д) Федорова и е) Антоновича.

применяя компрессоры, или так называемые газоструйные двигатели, действующие вспышками.

1909 год. Патент № 228654 Антоновича (С.-Петербург) (черт. 72е). Аппарат должен держаться в воздухе силою реакции взрывающейся при помощи электрических искр взрывчатой смеси, при чем взрывы в большом числе следуют друг за другом, создавая необходимые импульсы. На чертеже изображены: платформа, на которой расположены приборы m для приготовления газовой (бензин, воздух) смеси. Последняя по трубкам (a) идет наверх, в сосуд c , из которого вырывается вниз по многочисленным трубкам, взрываясь при выходе.

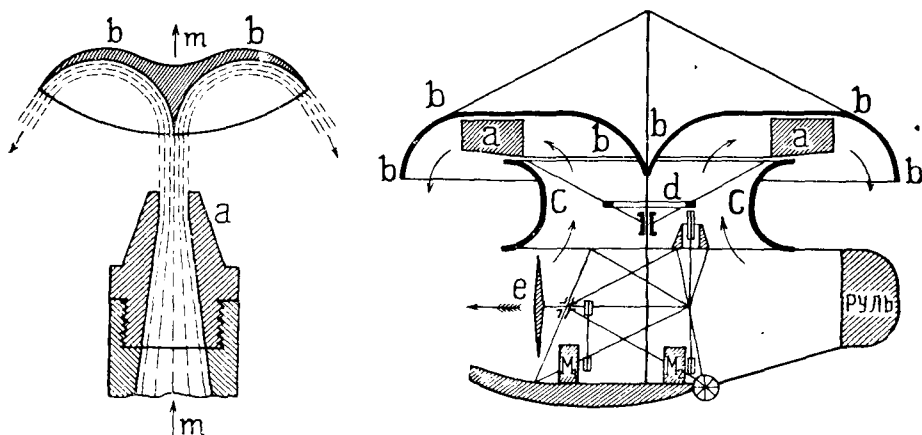
Краткую теорию реактивного двигателя при работе его в безвоздушном и воздушном пространствах дает проф. А. Будау с своих лекций о теории и постройке летательных аппаратов (A Budau „Vorträge über Theorie und Bau der Flugapparate“. Wien, 1909, St. 90).

Реакционный летательный аппарат Вегенера.

Этот аппарат, которого был лишь проект, описанный в 1909 году, представляет собой летательный аппарат тяжелее воздуха и имеет форму подводной лодки. Длина его 13 *m*, диам. 6 *m*, сделан из стали и весит 4320 *kg*. По мнению изобретателя он будет иметь избыток подъемной силы в 1200 *kg*, развивая скорость до 30 *m/sec* и 1 лош. сила в нем должна развивать от 12 до 16 *kg* подъемной силы.

Реактивный воздухоплавательный аппарат Кеннеди.

В 1909 году английский инженер Ранкин Кеннеди предложил использовать принцип реактивного действия струи газа для поддержания в воздухе летательного аппарата.



Черт. 73 и 74. Реактивные аппараты Кеннеди.

Идея двигателя заключалась в следующем: (черт. 73). Газ из сопла (*a*) устремлялся на лопатки *b*, изменял направление своей скорости почти на 180° и вырывался по стрелкам. Благодаря реакции прибор должен был двигаться в направлении стрелки *m*. Сопло и лопатки жестко были соединены между собою. Мысль, правильная по существу, была, однако, неправильно осуществлена автором в проекте своего летательного аппарата (черт. 74). В лопатки (*b*) подавался воздух при помощи центробежного вентилятора (*a*), засасываемый из кольца (*C*). Вентилятор вращался при помощи зубчатого колеса *d* и передачи, идущей от моторов *M*₂. Другой мотор *M*₁, при помощи винта *e* мог сообщать всему аппарату горизонтальное движение.

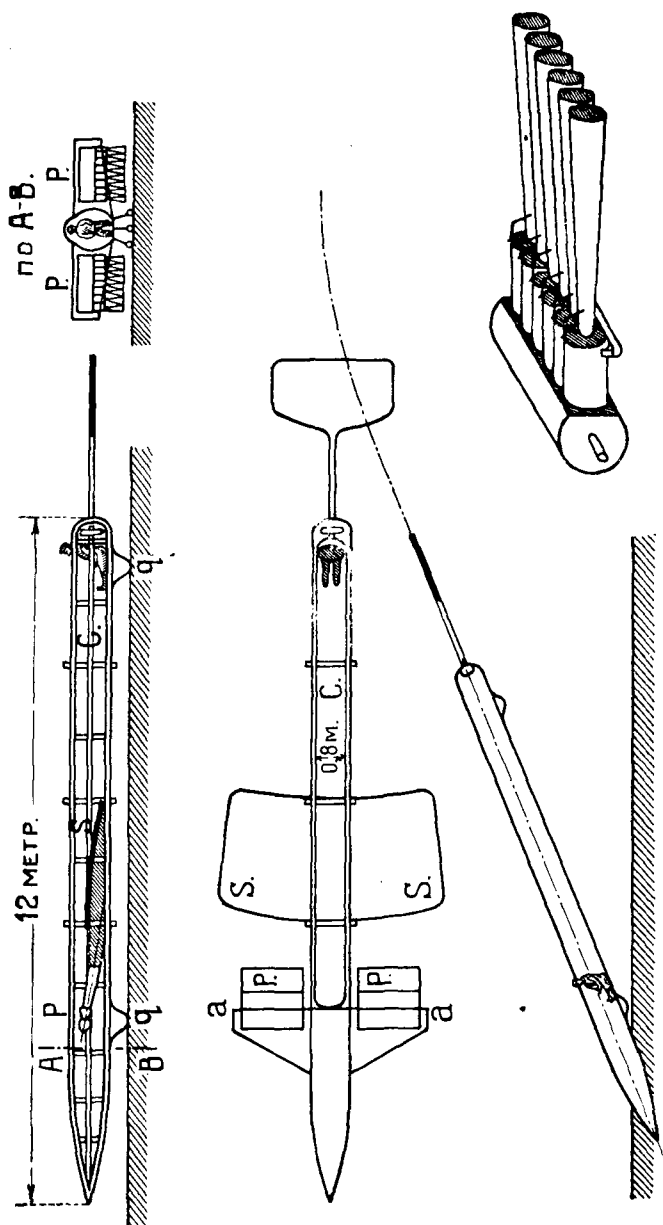
При описанном устройстве воздух будет просто перегоняться снизу вверх и обратно, совершая круговое движение и подъемной силы не получится.

В 1911 году Вильгельм Йедике предложил проект реактивного аэроплана.

f) Работы Ренэ-Лорена.

Ниже мы приводим описание ряда проектов и некоторые расчеты французского инженера Ренэ-Лорена, горячего приверженца идеи реактивного летательного аппарата в виде крылатой ракеты, идеи

предложенной еще в 1867 г. Бутлером и Эдвардсом, даже запатентованной в 1881 г. де-Керкховэ и Т. Снирсом, описанной в 1886 г. в Киеве Гешвендом, в 1888—Фором и Граффиньи, и в недавнее время нашедшей



Черт. 75. Реактивный аэроплан Лорена.

себе сторонников в лице Ф. Цандера, Гоманна, Вальера и Циолковского, для применения при полете в межпланетное пространство. На русском языке идеи Лорена изложены в описанном ниже проекте инж. А. Горохова.

Аэроплан Ренэ-Лорена с прямой реакцией.

Французский инженер Ренэ-Лорен в 1908 году предложил проект быстроходного аэроплана, движущегося при помощи давления на воздух (прямой реакции) продуктов взрыва жидкого топлива, вырывающихся из цилиндров (черт. 75).

Гондола (С) аппарата имеет цилиндрическую форму и опирается на землю лыжами q (две спереди и одна сзади). Вес гондолы около 100 kg . Два двигателя P извергают продукты горения под крылья S . Пилот сидит сзади и управляет как работой моторов, так и поворотами их вокруг горизонтальной оси aa , каковыми достигается стабилизация аппарата.

При взлете, оси раструбов моторов располагаются почти вертикально и по мере разбега наклон их делается постепенно положе.

При спуске аппарат с возможно меньшей скоростью врезывается в землю, и специальный амортизатор должен умерять толчек для пилота. Если скорость при спуске 30 m/sec . и вес человека 70 kg , то живая сила его будет $\frac{70 \cdot 30^2}{2 \cdot 9,81} = 3211 \text{ kg.} - mt$. Распределяя амортизацию ее на длину гондолы в 12 m , получим действующее на пилота усилие $\frac{3211}{12} = 268 \text{ kg}$, каковая и должна быть распределена по поверхности всего тела при помощи упругих амортизаторов.

Реактивная воздушная торпеда Ренэ-Лорена.

В 1910 году и позднее—в 1912 году было напечатано описание воздушной торпеды Ренэ-Лорена, представляющей собою воздухоплавательный аппарат,двигающийся при помощи реактивного двигателя и управляемого при помощи телемеханики. По проекту скорость полета его должна была быть 200 km в час. Аппарат (черт. 76) состоит из кузова, сделанного из гладко отполированных с внешней стороны алюминиевых листов.

Главные части его следующие: 1) заостренный нос A , 2) цилиндрическое тело B , 3) коническое продолжение $CDEF$ и 4) хвост— G , состоящий из рулей направления и высоты.

Вес корпуса, включая и крылья M , 12 kg .

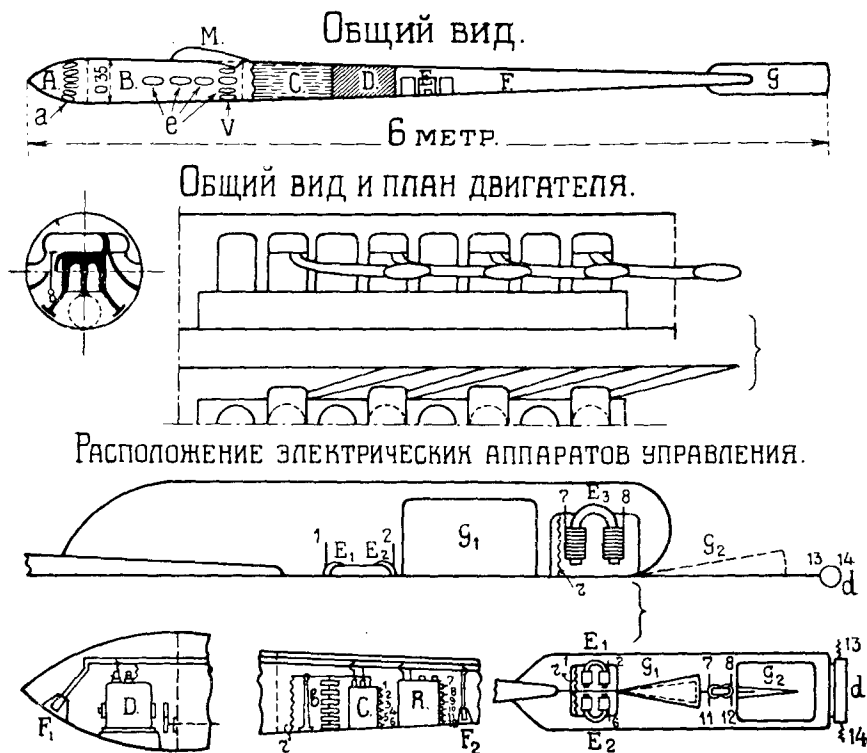
Двигатель помещен в B , и его выхлопные трубы (e) расположены так, что он уместается в очень малом пространстве. Он имеет 8 цилиндров, по 120 mm в диаметре; ход поршня—80 mm , число оборотов в минуту—1200. Вес его 36 kg . Охлаждение воздушное, дополняемое вентиляцией через особые отверстия (a , v) в корпусе. Подобные же отверстия служат для всасывания необходимого для работы двигателя воздуха.

Устойчивость обеспечивается быстротой движения, например, как у стрелы.

Для управления рулями служат: динамо D , соединенная с валом двигателя при помощи зубчатых колес. Она доставляет постоянный ток не только для производства маневров и воспламенения, но и для двух рефлекторов F_1 и F_2 , позволяющих производить наблюдение за полетом торпеды ночью и контролировать ее маневры.

Оперение аппарата состоит из двух рулей G_1 и G_2 , приводимых в движение двумя электромоторами.

Управление рулем G_1 регулируется барометром-анероидом b , соединенным с контактом G . Барометр позволяет производить полет на неопределенной высоте. В зависимости от атмосферного давления барометр или замыкает ток, намагничивая E_1 и E_2 , и поворачивает руль G_1 , или же размыкает ток, и тогда G_1 приводится в нормальное положение пружиной r . Управление рулем G_2 регулируется при помощи детектора (d). В описанной цепи необходимо релэ, в которое включены



Черт. 76. Реактивная торпеда Лорена.

распределитель и контрольные приборы для передачи следующих маневров: 1) отклонение руля G_2 влево или вправо или для приведения в нормальное положение, 2) для остановки двигателя и спуска аппарата на землю.

Вес контрольного аппарата, динамо, электро-магнитов, распределителя и контактов—около 10 *kg*. Вес топлива и масла—10 *kg*; они помещены в центре тяжести аппарата (C). В трюме D располагается груз (12 *kg*). Полный вес аппарата—79 *kg*.

Для пуска аппарата в ход необходим толчек, так как двигатель не может дать ему необходимую начальную скорость.

Для сообщения торпеде скорости 200 *km* в час (55 *m/sec*) по мнению автора, необходима тяга 8 *kg*. Двигатель при 20 оборотах в сек. дает $8 \cdot 10 = 80$ взрывов, по 40 с каждой стороны, или по взрыву в $1/40$ сек., за это время аппарат продвинется на $1/40 \cdot 55 = 1,37$ *m*, т. е. на рас-

стояние большее, чем то, которое отделяет крайне выхлопные трубы. Из этого следует, что всякий новый взрыв будет происходить в инертной среде, не взволнованной предыдущими взрывами, что повышает работу двигателя.

Характеристика реактивного двигателя по Р. Лорену.

Всякий двигатель можно назвать реактивным и разница между ними лишь в характере применения реактивных сил. Например, воздушный винт есть реактивный двигатель, так как он утилизирует реакцию своих лопастей о воздух. Колесо паровоза есть также реактивный двигатель, так как утилизирует реакцию рельса (трение) и т. д.

Двигатели же, обычно именуемые реактивными, правильнее было бы назвать двигателями с прямой реакцией, так как сила тяги в них получается непосредственной реакцией, извергающихся продуктов взрыва горючей смеси. Недостатком таких двигателей является получение большой работы, но малой тяги в единицу времени. Действительно, работа двигателя равна живой силе извергающихся газов, что при скорости их в секунду (v метр.) дает $\frac{mv^2}{2}$, т. е. работа пропорциональна квадрату скорости и массе (m) газов.

Тяга же (T) определяется из условия равенства импульса силы количеству движения, т. е.

$$T \cdot t = m \cdot v.$$

Полагая $t = 1$ сек., имеем $T = mv$, т. е. тяга пропорциональна лишь первой степени скорости. Но скорость истечения пропорциональна корню квадратному из давления (степень сжатия) газов. Поэтому, чем меньше степень сжатия в цилиндрах, тем разница между живой силой и количеством движения становится менее резкой.

Определим тягу газового двигателя с прямой реакцией. Пусть газовый двигатель мощностью 50 HP весит 50 kg. и число оборотов вала его 1500 в мин., вместимость его цилиндров 7 литров. В каждую секунду он произведет $\frac{1500}{60 \cdot 2} = \sim 12$ всасываний и засосет $12 \cdot 7 = 84$ литров газа, масса которого $\frac{84 \cdot 1,293^1)}{9,81} = 11$ g. масса. Эта масса извергается со скоростью $800^2)$ m/sec (предполагая истечение в пустоту и пренебрегая массами увлекаемого воздуха). Количество движения будет $11 \cdot 800 = 8800$ г/сек. = 8,8 kg/sec., или 1,2 kg на литр или $\frac{1}{6}$ веса двигателя. При специальном проектировании такого реактивного двигателя можно это число повысить, уменьшая вес двигателя, и упрощая его конструкцию. Казалось бы, что можно получить вес двигателя 4 kg. на 1 литр.

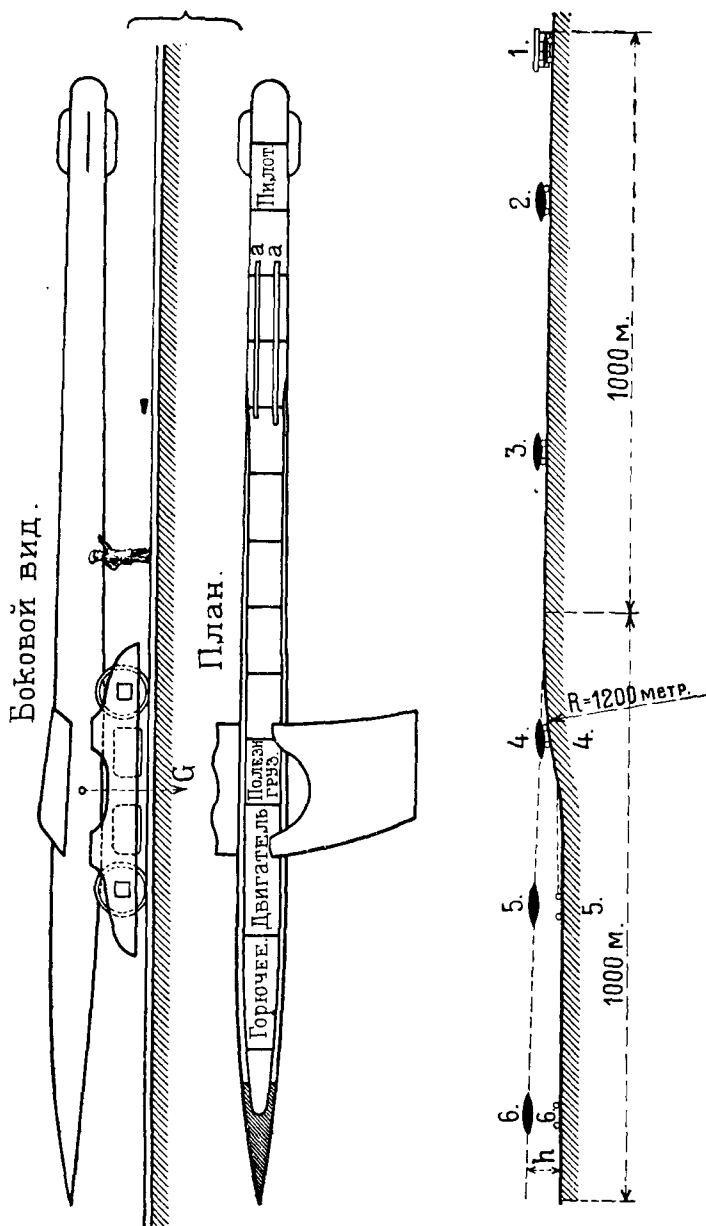
Реактивный аэроплан с катапультной по Р. Лорену.

В 1911 г. Рене Лорен предложил проект реактивного металлического аэроплана, разгон которого по земле производится при помощи электрической тележки, катящейся по рельсам. Когда движение по земле достигнет известной скорости, начинает действовать реактивный двигатель аэроплана, он взлетает и летит далее.

¹⁾ 1,293 есть плотности воздуха при 0° и 760 mm, что не соответствует природе газа, однако, продукты взрыва содержат значительное количество углекислоты, плотность которой выше плотности воздуха, что дает компенсацию в весе.

²⁾ Скорость истечения газа в турбинах превышает 1500 m/sec.

На черт. 77 изображен общий вид аэроплана, установленного на электрической тележке. Выхлопные трубы (дюзы) двигателя не показаны, они устроены также, как это было описано раньше (см. стр. 57). Пилот помещается почти у кормы аппарата в особой камере, которая может



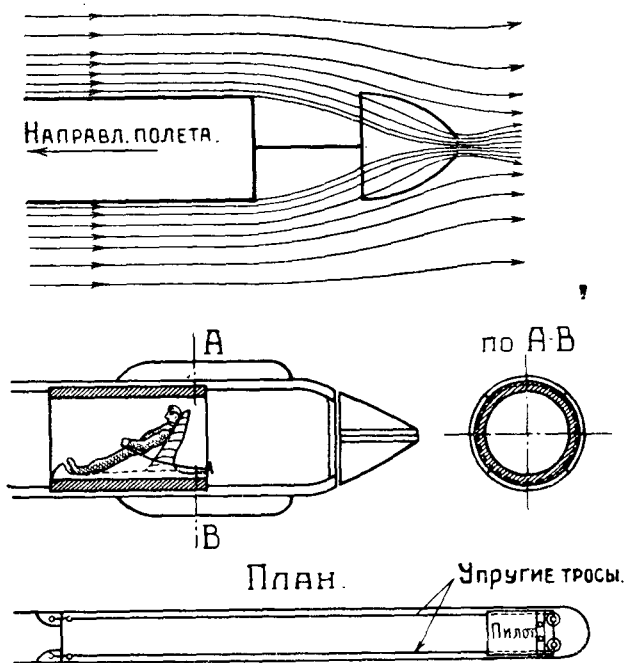
Черт. 77. Реактивный аэроплан с катапультной по Лорену.

скользить внутри трубчатого фюзеляжа аэроплана по направляющим (а,а), часть которых показана в плане на черт. аппарата.

Взлет производится следующим образом: на протяжении 1 километра электрическая тележка увлекает аэроплан с постепенно увеличивающейся скоростью по рельсовому пути, доводя ее в конце пути до 300 km/h .

Далее путь изгибается в вертикальной плоскости по кривой (круг или парабола), с начальным радиусом в 1200 метров и идет потом опять по прямой. В начале изгиба, благодаря центробежной силе, влиянию крыльев, полученной скорости и работе собственного реактивного двигателя, аэроплан отделяется от тележки и летит дальше самостоятельно. Тележка же катится по рельсам и тормозится.

Спуск аппарата производится так: на поверхности земли имеется мягкий грунт. Аэроплан по наклонной линии носом врезается в него



Черт. 78. Тормаз Лорена.

на глубину до 2 метров. Для уменьшения скорости спуска пилот тормозит движение воздушным тормазом, отодвигаемым им с кормы аппарата (черт. 78).

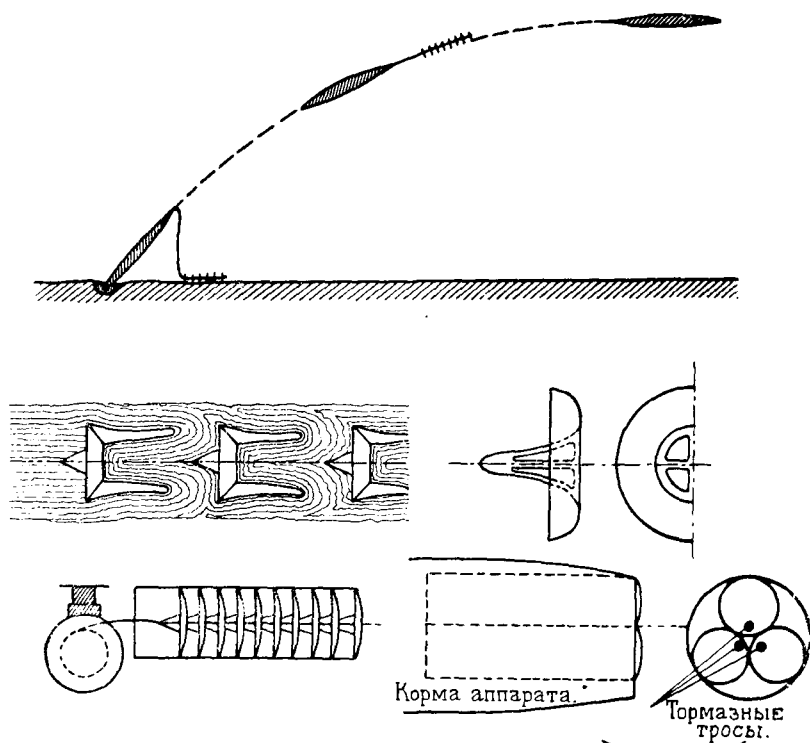
Кроме того, сама люлька, в которой он сидит, при ударе о землю, устремляется вперед по инерции внутри аэроплана, натягивая упругие тросы, которые и поглощают живую силу удара и уменьшают толчек.

Наконец, при подходе к земле можно из кормы аппарата выпускать длинный хвост с целым рядом тормозящих поверхностей, детали которых показаны на черт. 79: здесь изображена схема тормозящих вихрей у тарелок хвоста,—одна из алюминиевых тарелок,—схема расположения одного ряда тарелок в корме аппарата, и—три ряда тарелок там же.

Опыты с реактивными двигателями.

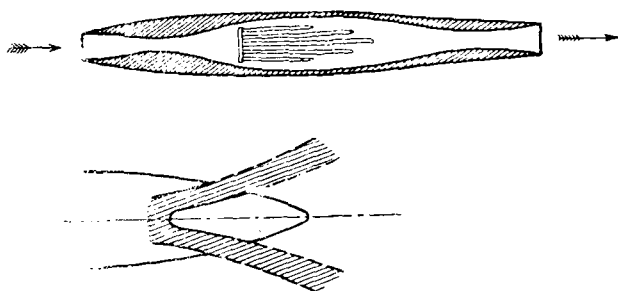
В Америке О. Шанют в 1909—10 годах производил опыты с работой реактивных двигателей, установленных неподвижно, но он пришел к заключению о необходимости делать опыты с движущимися двигателями. Однако, смерть помешала ему их осуществить. Ренэ Лорен

в 1913 году высказал идею применить для испытания этих двигателей аэродинамическую трубу со скоростью ветра до 100 *m/sec*. Реак-



Черт. 79. Тормазы Лорена.

тивный двигатель (черт. 80) должен устанавливаться вдоль потока воздуха и укрепляться на аэродинамических весах. Воздух, врываясь внутрь двигателя с носа, встречает воспламененные продукты горения,

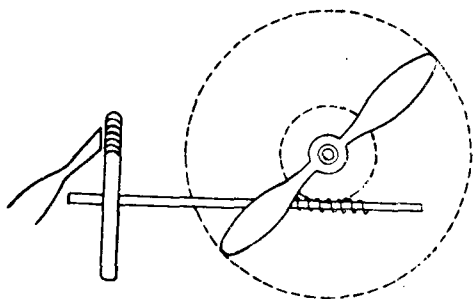


Черт. 80 и 81. Опыты Лорена.

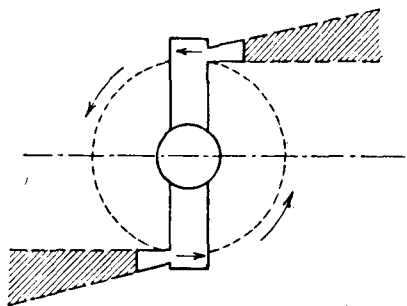
и продукты взрыва вырываются через дюзу у кормы. Весы измеряют получающуюся реакцию. Полезно также исследовать влияние наклонных дюз у кормы (черт. 81).

От газовой турбины к реактивному двигателю по Р. Лорену.

На черт. 82 изображена турбина, состоящая из диска, вращающегося с касательной скоростью 200 m/sec . При мощности у обода диска в 1 HP, сила реакции в его соплах будет $\frac{75}{200} = 0,375 \text{ kg}$. Пусть такая



турбина приводит во вращение пропеллер, и определим, какую тягу даст последний при условии скорости передвижения в 75 m/sec . Предположим, что отдача пропеллера 0,60 и отдача передачи также 0,60. Тогда на 1 HP получим тягу пропеллера— $\frac{75 \cdot 0,60 \cdot 0,60}{75} = 0,36 \text{ kg}$, т. е. меньше, чем реакция на диске турбины.

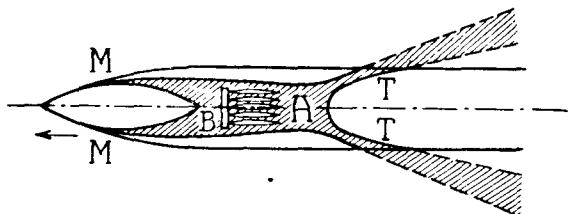


Казалось бы логичным прямо утилизировать реакцию на лопатках диска. Это и предлагалось в устройстве газовых турбин (черт. 83), состоящих из камер взрыва и сопел; в них продукты взрыва вырываются нормально к оси вращения. При бесконечно большом радиусе получается реактивный двигатель.

В подобных двигателях можно различать два вида: двигатели с непрерывным извержением и двигатель с прерывистым извержением.



Хотя эффективность непрерывных извержений выше, чем прерывных, однако, некоторые соображения дают преимущество выбору вторых, так как при этом получается большая простота механизмов, например, здесь можно исключить приспособления для предварительной компрессии воздуха и применять слабое сжатие.



Черт. 82 (вверху), 83, 84 и 85 (внизу). Двигатели Лорена.

Во всяком случае в аппаратах обоих типов необходимо засосать в двигатель большое количество воздуха и развить, при помощи жидкого топлива, большую кинетическую энергию при извержении воспламененных газов.

Реактивный двигатель с непрерывным извержением.

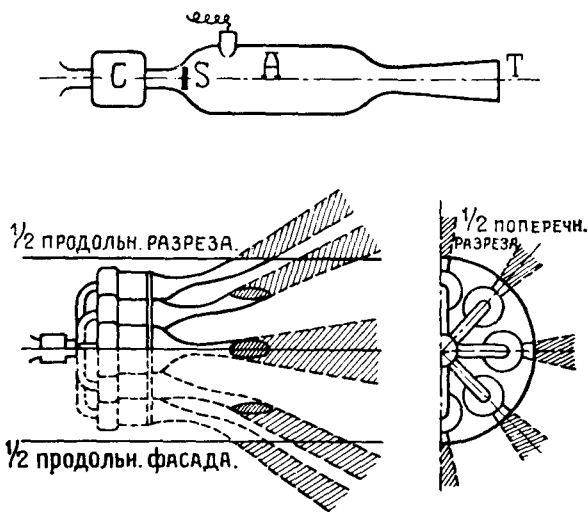
На черт. 84 изображена схема такого двигателя: *A* — камера сгорания, *B* — горелка, *в* — компрессор или вентилятор, и *T* — сопло (дюза). Наиболее затруднительным является устройство компрессора или вентилятора. Мерами, облегчающими это устройство, являются следующие:

При полете со скоростью от 50 до 100 $m/sec.$, можно пускать встречный воздух в пазухи *ММ*. (черт. 85), расположенные в носовой части аппарата, получая таким образом внутри аппарата уже сжатый, благодаря движению, воздух. Далее происходит зажигание и взрыв смеси, как и раньше, и газы вырываются со скоростью большей скорости входа воздуха. В результате получается реакция.

Следует заметить, что возможность пользоваться атмосферным воздухом и примешивать его к жидкому топливу дает гораздо меньший вес горючего, чем если бы таковое состояло просто из взрывчатой смеси, могущей взрываться без доступа воздуха. Например, на 1 kg бензина необходимо около 17 kg воздуха и следовательно, 1 kg бензина при условии использования атмосферного воздуха, заменит 18 kg иного взрывчатого вещества.

Двигатель с прерывистым извержением устроить гораздо проще (черт. 86). Горючая смесь в камере сгорания *A* взрывается при помощи электрической свечи, и продукты взрыва вырываются через дюзу *T*. Получающееся разрежение воздуха открывает клапан *S*, через который засасывается новое количество воздуха.

Для двигателя большой силы следует увеличить масштаб и устроить агрегат описанных аппаратов на подобие двигателя, изображенного на черт. 87. Здесь общий карбюратор распределяет горючую смесь по цилиндрам. Например, на 100 kg расхода бензина в час потребуется 2000 kg воздуха, что соответствует $\frac{1}{2} m^3$ в секунду.



Черт. 86 и 87. Двигатели Лорена.

г) Реактивный самолет А. Горохова.

Инженер А. Горохов в своей статье „Механический полет будущего“ описывает составленный им проект реактивного аппарата для полета в атмосфере. Движение аппарата достигается реакцией выбрасываемых из него газообразных продуктов горения жидкого топлива (бензин, спирт, керосин, нефть и т. п.), пары которых смешиваются в камерах сгорания с атмосферным воздухом и затем воспламеняются.

К аппарату, для поддержания в воздухе, сделаны крылья. Скорость аппарата более 350 km/h .

Корпус аппарата (черт. 88) представляет собою форму наименьшего сопротивления воздуха и снабжен двумя весьма малых размеров поддерживающими поверхностями *SS*, работающими в струях выбрасываемого из отверстий корпуса газа.

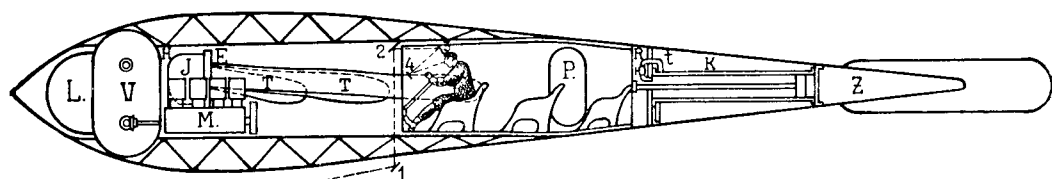
Отверстия эти (*O, O*) расположены по обеим сторонам корпуса по три.

На хвосте аппарата имеется оперение, играющее роль рулей высоты и направления.

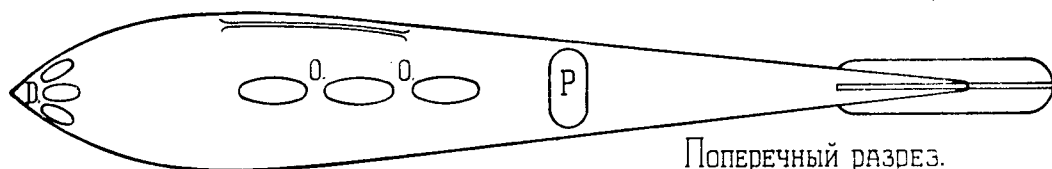
Корпус и крылья делаются из стали; внутри корпус имеет вид сквозной фермы.

Двигатель состоит из двух, симметрично расположенных, камер сжатия и горения JJ , в которых воздух нагнетается двумя компрессорами V, V , приводимыми в движение мотором M . В компрессоры атмосферный воздух засасывается через отверстия DD через трубы LL . Продукты горения извергаются через дюзы TT в атмосферу. Впуск воздуха в камеры горения производится при помощи двух золотников HH , приводимых в движение мотором M . В период сжатия в камеры горения JJ жидкое топливо вбрызгивается при помощи особого насоса.

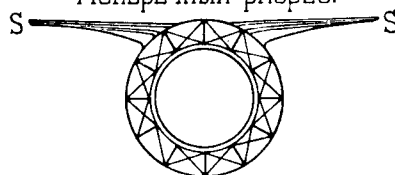
Продольный разрез.



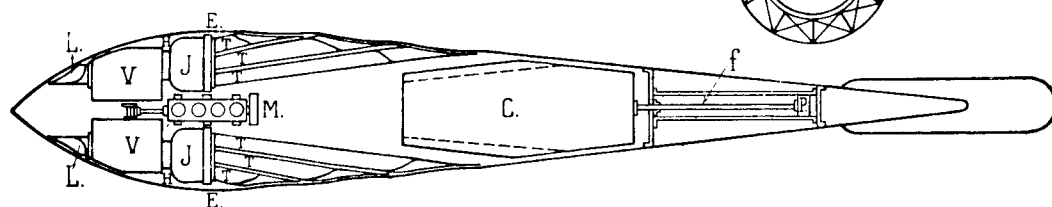
Фасад.



Поперечный разрез.



План.



Черт. 88. Реактивный самолет Горохова.

Выпуск продуктов горения производится другой парой золотников E, E , приводимых в движение (равно как и вбрызгивающий насос) тем же мотором M .

Углы наклона дюз TT к траектории полета могут быть изменяемы передвижением камер JJ относительно золотниковых коробок EE .

Процесс работы двигателя состоит в следующем: компрессор V сжимает воздух в камере J , и впускные золотники H закрываются, после чего с воздухом смешивается жидкое топливо и происходит сгорание смеси. После сгорания открываются выпускные золотники E , и продукты горения устремляются в атмосферу. Затем открываются золот-

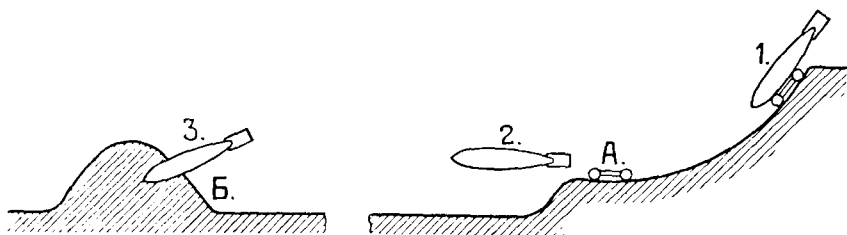
ники H , и при всех открытых золотниках происходит промывка воздухом камер.

Затем закрываются золотники E , происходит сжатие, и весь описанный процесс повторяется снова.

Для взлета может служить тележка A (черт. 89), пользуясь которой аппарат, скатываясь с уклона, приобретает бы скорость, необходимую для правильного действия пропеллера.

Возможно также применить для взлета и катапульты.

Для спуска может служить мягкая почва B , в которую аппарат будет зарываться своим корпусом вместе с крыльями, плавно ослабляя этим толчек. Машинное отделение, как наиболее тяжелая часть, углубится в землю, помещение же для пассажиров будет продолжать двигаться еще на некоторую длину относительно всего корпуса, так как оно имеет с ним упругую связь. Эта связь устроена следующим образом: каюта C может передвигаться по особым направляющим. Силы



Черт. 89. Взлет и спуск по Горохову.

инерции каюты при спуске превращаются амортизатором в трение жидкости. Амортизатор состоит из цилиндра K с поршнем P , соединенным штоком f с каютой C . (черт. 88). При спуске камера увлекает за собой поршень, заставляя последний перегонять жидкость из цилиндра по трубе t через кран R , регулирующий степень амортизации.

Наблюдение за направлением полета производится при помощи зеркал 1, 2, 3, 4.

Описанный аппарат, однако, представляет следующие недостатки:

Во-первых, в том виде, как он предложен автором, он пригоден только для полетов в земной атмосфере, так как для работы его мотора и горючего необходим воздух, засасываемый снаружи. Для приспособления же его к межпланетным полетам, потребуется взять с собой запасы кислорода. Далее, опасен спуск прямо в холм из мягкой земли.

Автор не дает расчета амортизаторов, но можно аргументированно сказать, что они будут недостаточны, и удар не только будет вреден для пассажиров, но и разобьет весь аппарат.

Кроме того, не предвидено управление боковой устойчивостью и, наконец, нет расчета вообще полета, т. е. каков должен быть вес аппарата, груза, топлива и двигателя, чтобы он мог лететь силою прямой реакции.

Отдача пропеллера с прямой реакцией.

Инженер А. Горохов в своей статье „Механический полет будущего“ дает следующий приблизительный расчет работы двигателя внутреннего сгорания, газообразные продукты взрыва которого, вырываясь из ка-

меры сгорания, действуют прямой реакцией, на подобие ракет, а не двигают поршень, работающий на вал и винт (черт. 90).

Мотор с пропеллером.

Подается пропеллеру $\frac{1}{4}$	Подается на поршень $\frac{1}{3}$	Энергия топлива = I.
Работа трения $\frac{1}{12}$		
Потери на нагрев газов $\frac{1}{6}$	Потери при выпуске газа . $\frac{1}{3}$	
Потери на живой силе газов $\frac{1}{6}$		
Потери на нагрев стенок камеры взрыва . $\frac{1}{3}$		

Мотор с прямой реакцией

Механическая работа газа = Полезной работе реакции . $\frac{1}{4}$	Энергия топлива = I.
Потери трения $\frac{1}{12}$	
Потери на нагрев продуктов выпуска . . $\frac{1}{6}$	
Энергия (живая сила выпуск. газов) . . = Полезной работе реакции . . $\frac{1}{6}$	
Потери на нагрев стенок камер $\frac{1}{6}$	
Утилизация части этой потери = Полезной работе реакции . $\frac{1}{6}$	

В таблице показано сравнение использования энергии топлива в двух моторах: сверху—мотора с пропеллером и внизу—с прямой реакцией. Мотор с пропеллером утилизирует лишь 25% ($\frac{1}{4}$) энергии топлива, подаваемой к винту. При отдаче же последнего в 50% ¹⁾ коэффициент полезного действия мотора будет лишь—0,25 . 0,50 = ∞ 12%.

При свободном же выпуске продуктов горения из мотора с прямой реакцией утилизация топлива будет лучше, так как расширение газообразных продуктов будет ближе к адиабатическому, чем в первом случае, и потому потеря теплоты через стенки уменьшится.

¹⁾ Ныне этот коэффициент значительно выше и может быть принят 0,80.

Назовем тепловую энергию топлива через E . Тогда в моторе с прямой реакцией в живую силу отброшенных газов превратятся: 1) вся энергия, соответствующая эффективной работе мотора, равная $\frac{1}{4} E$, 2) половина теплоты, потерянной через стенки, т. е. $\frac{1}{6} E$ и 3) живая сила выпуска, равного $\frac{1}{6} E$, а всего $0,58E$.

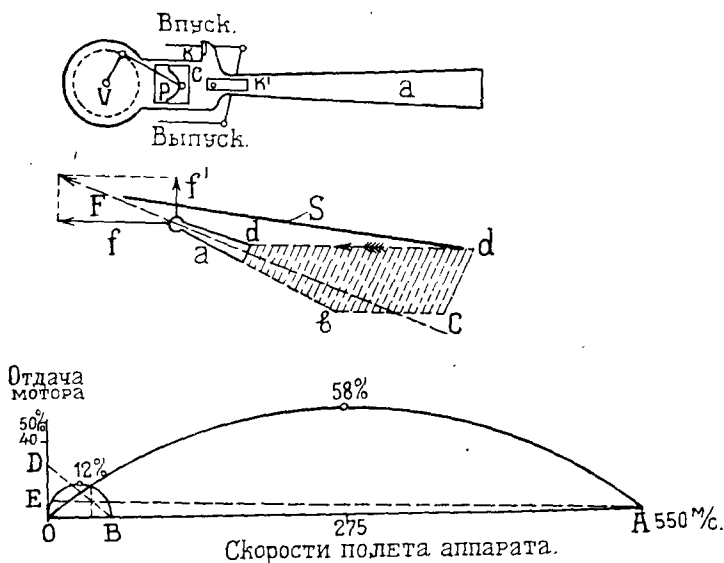
Таким образом отдача будет 58%.

Горохов считает наивыгоднейшей скоростью полета ту, которая равна половине скорости истечения газов (550 m/sec.), т. е. в 275 m/sec тогда и получится упомянутая отдача в 58%.

При других, меньших, скоростях полета и отдача будет соответственно меньше. Например, при скорости полета 100 m/sec отдача будет

$$58 : \frac{275}{100} = 21\% .$$

René Lorin в своей статье: „Etude sur la propulsion des aéroplanes a grande vitesse“ послужившей основанием расчетов А. Горохова, дает несколько иной расчет. Полагая коэффициент отдачи винта 0,80, он полу-



Черт. 90—92. К теории Горохова.

чает коэффициент полезного действия группы мотор-винт $0,25 \cdot 0,80 = 0,20$. Далее он сравнивает двигатель с прямой реакцией при скорости истечения газов в 250 m/sec с двигателем винт—мотор, дающим скорость передвижения 25 m/sec .

Так как из условия, что работа двигателя

$$A = F \cdot V$$

т. е. равна тяге на скорость, следует, что чем больше мотор дает скорость, тем меньше он разовьет тягу, то тяга реактивного двигателя будет меньше тяги винтомоторного в отношении скоростей их $\frac{25}{250} = 0,1$ и больше в отношении их отдач $\frac{0,58}{0,20} = 2,9$, т. е. в результате тяга реактивного двигателя составит $0,1 \cdot 2,9 = 0,29$ тяги винтомоторного.

Пока скорости передвижения сравнительно невелики, преимущество в смысле тяги на стороне винто-моторного двигателя. Но по мере увеличения скорости, тяга винта убывает и довольно быстро. Между тем, как в реактивном двигателе тяга почти постоянна, так как скорость передвижения мала по сравнению со скоростью извержения газов.

Произведем на частном примере подсчет тяги, которую мог бы дать пропеллер прямой реакции, изображенный на черт. 90. Он состоит из цилиндра C , поршня P , коленчатого вала V и двух клапанов K и K' , при чем выпускной клапан снабжен насадкой (а), через которую вырываются газы, производя работу реакции.

Кривошипный механизм, показанный на чертеже, служит лишь для заряжения цилиндра свежей смесью газа и приведение в движение клапанов впуска и выпуска, открывающихся в нужный момент через каждые два оборота коленчатого вала, т. е. работа происходит в 4 такта, как в 4-х-тактном двигателе внутреннего сгорания.

При емкости цилиндра в 50 dm^3 и при 1500 оборотах в минуту, объем всасываемого газа в секунду будет:

$$\frac{50 \cdot 1500}{2 \cdot 60} = 625. \text{ dm}^3.$$

Его вес . . . $625.1,263 = 808,225 \text{ g}$.

Его масса . . $808,125 : 9,81 = 82,3 \text{ g/масс.}$

Если давление при взрыве будет 6—8 atm. , и давление в момент открытия выпускного клапана 4—5 atm. , то скорость непрерывного истечения, согласно опыта, приблизительно равна 550 m/sec .

Для нахождения усилия тяги определяем количество движения

$$m \cdot v = 82,3 \cdot 550 = 45,265 \text{ kg/m}$$

Предполагая в этом случае истечение газа непрерывным, мы не принимали в расчет реакцию на атмосферу. Такая тяга получилась бы при полете в безвоздушном пространстве, например, в межпланетном. При движении же в атмосфере, воздух служит не только опорой, но и источником топлива для пропеллера, так как его кислород, смешиваясь с углеводородом горючих веществ, дает теплоту для механической работы.

Рене Лорен рекомендует наклонить ось воронки (а) к траектории полета dd (черт. 91) под некоторым углом, и, если истечение газа из выпускного клапана происходит с перерывами, то выходящий поток газа каждый раз встречает новые слои воздуха, обладающие большей или меньшей инерцией покоя. На черт. 91 заштрихованная площадь представляет столб газа, откидываемого двигателем. Благодаря наклону оси двигателя a относительно траектории движения dd , тяга F разлагается на поддерживающую силу f' и силу, движущую горизонтально, f . Поддерживающая поверхность S работает к струям отбрасываемого газа dd bc .

Есть основание полагать в этом случае, что полная масса газа, приведенного в движение потоком, будет в 4 раза более массы, всасываемой в двигатель, и тогда можно рассматривать истечение со скоростью, равной половине 550 m/sec .

Количество движения будет:

$$m \cdot v = 82,3 \cdot 275.4 = 90,530 \text{ kg-m.}$$

Для определения расхода топлива рассмотрим действующую живую силу:

$$\frac{mv^2}{2} = \frac{82,3}{2} \frac{550^2}{2} = 12447,87 \text{ kg/m}$$

Отдача первоначальной энергии топлива в живую силу свободного выпуска была принята нами в 58⁰/₀; поэтому необходимо иметь топливо, дающее:

$$\frac{12447,27}{0,58} = 21461^1) \text{ kg/m}$$

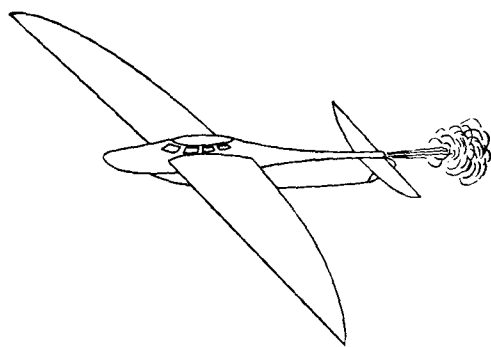
Обыкновенный бензиновый мотор, сжигая то же самое количество горючего при отдаче 25⁰/₀ дал бы механическую работу:

$$21461 \cdot 0,25 = 5365 \text{ kg} \cdot \text{m/sec}, \text{ т. е. } \frac{5365}{75} = 71,5 \text{ HP.}$$

Таким образом при моторе в 71,5 HP мы получим тягу в 90 kg. т. е. 1,26 kg на 1 силу, тогда как автомобиль дает 1 kg на силу при скорости 200 km/h, а при большей скорости даст еще меньше.

На черт. 92 показано сравнение отдач двигателей с пропеллером (кривая OB) и с прямой реакцией (кривая OA) при разных скоростях передвижения. По оси абсцисс отложены скорости в m/sec, а по оси ординат отдачи в ⁰/₀.

DB и EA изображают изменение силы тяги для пропеллера (DB) и реактивного аппарата (EA).



Черт. 93. Реактивный аэроплан Эсно Пельтри.

В 1911 году (10 июня) в Бельгии был взят патент доктором Бингом (Bing) за № 236377 на реактивный двигатель. В этом патенте, по мнению Эсно Пельтри, изложены идеи устройства ракет, весьма похожих на опубликованные позднее в 1915 г. Годдардом. Назначение аппарата — исследование верхних слоев атмосферы при помощи реактивного двигателя, причем Бинг предвидел истечение газов по трем осям координат для автоматической управляемости аппарата.

Р. Эсно Пельтри еще в 1911 году предвидел возможность устройство реактивного аэроплана (черт. 93).

h) Позднейшие работы.

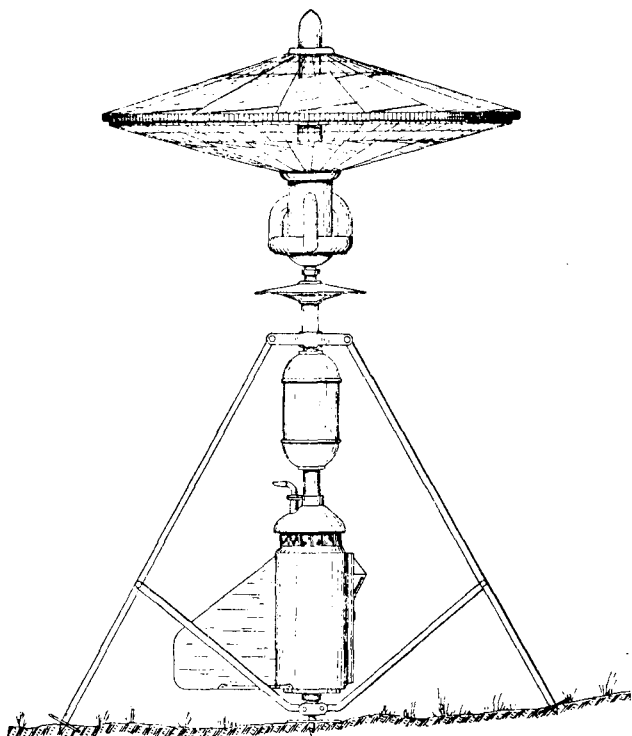
Реактивный вертолет Крассуса.

В 1912 году инженер Крассус в Гамбурге предложил проект реактивного вертолета следующего устройства (черт. 94). Гондола аппарата укреплена на вертикальной оси, к которой прикреплены и генераторы, вырабатывающие взрывчатую смесь. Последняя, проходя внутри

¹⁾ Здесь Горохов делает арифметическую ошибку, получая вместо 21461 число 18750.

ось, вырывается через множество кривых дюз, расположенных по периферии-ободу верхнего колеса и при этом воспламеняется.

Получающиеся силы реакции вращают обод вместе с прикрепленными к нему лопастями, которые и создают подъемную силу.



Черт. 94. Реактивный вертолет Крассуса.

Реактивный жировертолет Патана и Рулли.

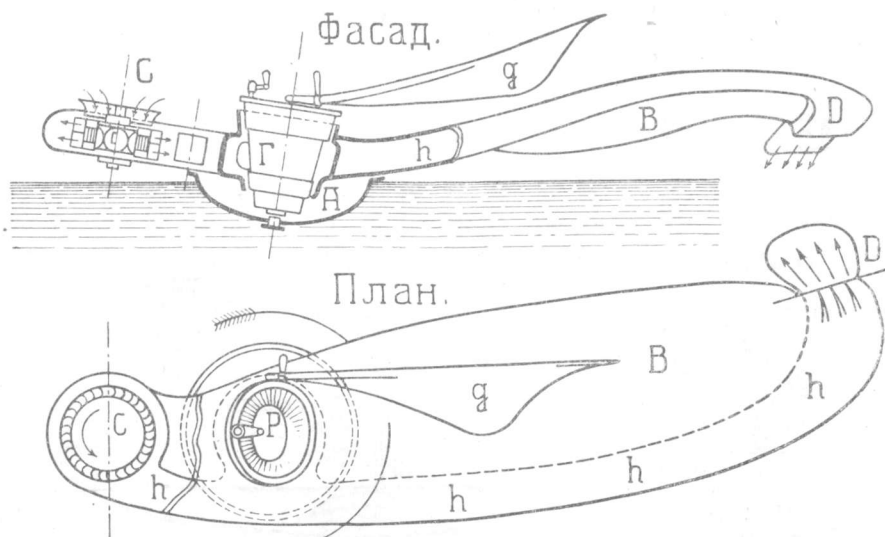
В 1912 г. во Франции Патан и Рулли предложили проект летательного аппарата тяжелее воздуха, по своему внешнему виду похожего на семя дерева смоковницы (Сусоме) (черт. 95).

Он состоит из большого крыла *B*, в ребре атаки которого *hh* идет канал. По этому каналу через отверстие *D* вырываются газы-продукты горения мотора *C*, смешанные с воздухом, засасываемым в канал *h* вентилятором. В центре аппарата помещается гондола *G*. Крыло под действием реакции газов вращается по стрелке вокруг гондолы *G*, которая остается почти неподвижной, так как соединена с крылом при помощи шариковых подшипников и, кроме того, удерживается от вращения килем *y*.

При помощи поплавка *A* аппарат может садиться на воду. При остановке мотора, аппарат должен парашютировать, так как крыло начинает вращаться благодаря сопротивлению воздуха.

Этот аппарат был выстроен и испытывался.

Мотор его—ротативный Рон 80 НР с 1200 оборотами в минуту, площадь крыла 12 м^2 . Скорость вырывающихся газов— 100 м/сек при расходе 7 м^3 в сек. Вес в рабочем виде, считая пилота— 500 кг .



Черт. 95. Жироптер Патэна и Руилли.

Ракета и юмор.

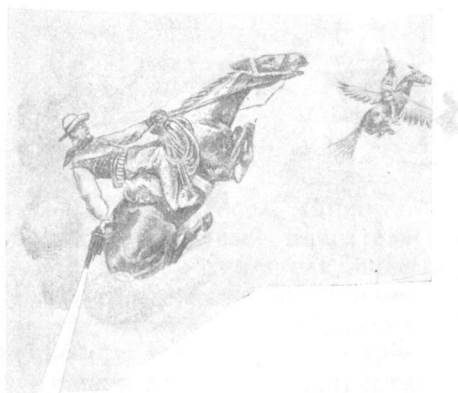
На рис. 96 изображено юмористическое применение реактивного принципа (Fliegende Blätter). Американский ковбой преследует индейца, но последний, махая огромными крыльями, улетает. Ковбой, стреляя взад из своего многозарядного револьвера, поднимается силой отдачи также на воздух и настигает индейца.

Ракетный аэроплан Лепинта.

Французским капитаном Лепинтом (Albert Lepinte) было предложено в 1924 г., для облегчения посадки аэроплана, приводить в действие ракеты, расположенные под крыльями. На черт. 97 (1—3) показаны расположения ракет и устройство самой ракеты, именно:

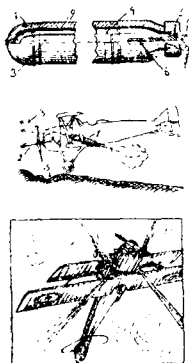
Верхний: Общий вид в ракеты:
 1. Закрытый металлический цилиндр,
 2. Азбестовая оболочка. 3. Пороховой заряд. 4. Фарфоровая оболочка. 5. Втулка. 6. Электрический взрыватель.

Средний: 1. Ракета. 2. Тяга винта. 3. Реакция ракеты. Стрелка без номера показывает равнодействующую сил, позволяющую аэроплану перелет через канаву.

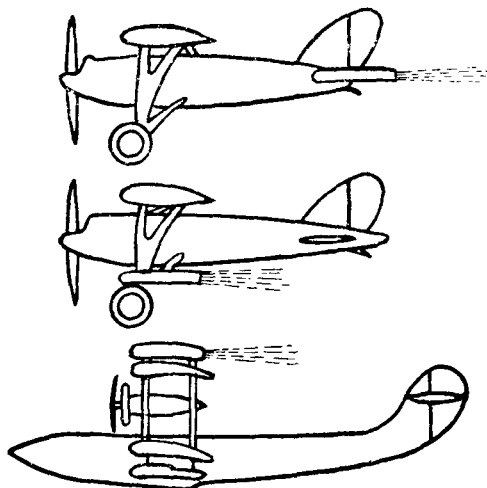


Черт. 96. Ракета и юмор.

Нижний. Изображен аппарат в полете с действующими ракетами перед посадкой. Повторение этой же идеи в 1926 г. сделал некий Минери (H. Minery). Он предложил в 1927 г. применять для восстановления устойчивости самолета, потерявшего скорость невысоко над землей,



Черт. 97.
Реактивный аэро-
план Лепинта.

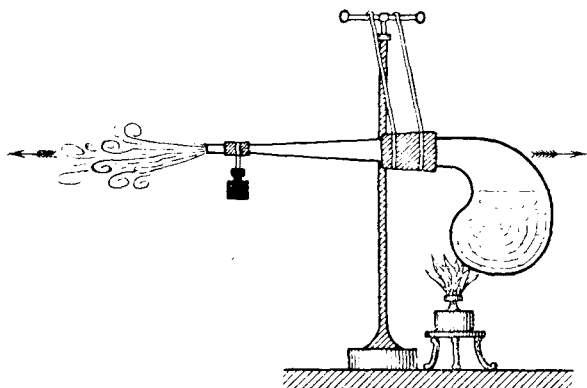


Черт. 98. Реактивный аэроплан Минери.

реактивные двигатели (черт. 98), работающие, например, порохом. Считая, что 1 kg пороха, доставляющий энергию в 320000 kg-м, будет работать 5 сек. получим работу $\frac{320000}{75.5} = > 800$ HP, что даст возможность самолету развить скорость и дать работу рулям и винту.

Идея торможения аэропланов при спуске все продолжает занимать конструкторов их. Так в № 8 журнала „Авиация и Химия“ 1928 г. по-

явилась картинка, изображающая такой способ. Спереди самолета помещены две ракеты, извергающие газы вперед.



Черт. 99. Тепловой маятник Целлнера.

Тепловой маятник Целлнера.

Немецкий ученый Целлнер предложил прибор, который производит колебательные движения на подобие маятника и основан на принципе реакции (отдачи).

Устройство его заключается в следующем (черт. 99): Реторта с водой подвешена

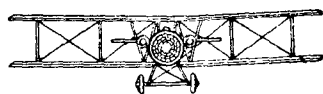
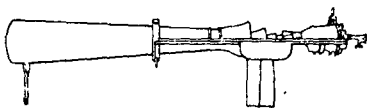
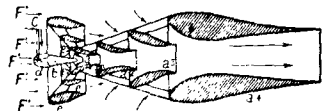
к подставке и нагревается лампой. Когда вода закипит, пары устремляются в отверстие и, вылетая из реторты, производят отдачу, которая отклоняет реторту в обратную сторону (вправо); но при этом реторта будет менее нагреваться, парообразование уменьшится и реторта снова качнется влево и т. д., то нагреваясь, то охлаждаясь, будет совершать качания влево и вправо.

Реактивный аппарат Венту-Дюкло.

Инженер Венту-Дюкло предложил в камере сгорания реактивного двигателя производить ряд взрывов при помощи быстрых открывания и закрывания отверстий, соединенных с меняющимися патронами с зарядами.

А. Вегенер в своей статье „Самолет будущего“ повторяет идеи Лорэна и пишет так:

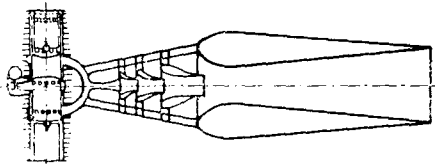
Возможен такой тип реактивного аэроплана: на обыкновенном по внешнему виду самолете вместо обычной винтомоторной группы устанавливается газогенератор, который, всасывая из окружающей среды воздух, смешивает его с особым вида горючим, которое с воздухом дает сильно расширяющуюся при горении смесь, направляемую через выводную трубу в крыло. Труба лежит вдоль лонжерона крыла (или его заменяет) и имеет ряд отверстий, дающих газу выход над верхней поверхностью крыла в сторону, обратную движению самолета, что сильно повышает разности скоростей обтекания верхней и нижней поверхностей крыла и вызывает увеличение подъемной силы. Если этот принцип реактивного движения связать еще с разрезными крыльями (решетчатыми), то эффект может быть еще более повышен.



и) Реактивный двигатель Мело и другие.

Уже около сотни лет назад были опыты над сообщением лодкам движения при помощи реакции воды, накачиваемой из реки в высокий бак и вытекающей из него у кормы с большой скоростью. Это применялось как в мелких местах, так и в бурную погоду, когда спасательные лодки не могли двигаться ни при помощи весел, ни винта.

Во Франции инженер Н. F. Melot изобрел керосиновый двигатель реактивного действия и произвел с ним опыты. В этом двигателе энергия газа превращается при взрыве прямо в энергию отдачи без промежуточных шатунов, мотылей и винта. Схема двигателя Мело изображена на черт. 100. После взрыва газ вырывается через узкое отверстие с громадной скоростью. Реакция его пропорциональна его массе и скорости истечения, кинетическая же энергия его пропорциональна его массе и квадрату этой скорости. Однако, при выходе газов с большой скоростью реакция будет невелика по сравнению с громадной потерей кинетической энергии. Для повышения коэффициента полезного действия необходимо увеличить вырывающуюся массу при помощи прибавки к ней воздуха внутри аппарата; при этом скорость истечения уменьшится. Этим и объясняется присутствие показанных на чертеже четырех инжекторов. Газы, образовавшиеся в двигателе, проходят через трубки и



Черт. 100. Двигатель Мело.

встречают приток воздуха в 4-х инжекторах, каждый раз все больших размеров.

Мело производит свои опыты с 1920 года. Последний тип его двигателя является двухтактным внутреннего сгорания.

В горизонтальном цилиндре имеются две перегородки, образующие камеру сгорания. В каждой из перегородок помещается электрическая свеча, дающая искры и воспламеняющая газ, накаченный в камеру под давлением. В стенках камеры расположено три серии отверстий; центральная из них сообщает камеру с карбюратором, а крайние—с выхлопной трубой, ведущей к первому из инжекторов.

Внутри цилиндра ходит поршень взад и вперед. Его вогнутые днища соответствуют сериям отверстий. Скорость движения его достаточна для образования такого сжатия газа, при котором последний самовоспламеняется, так что первоначальное сжатие и искры необходимы лишь при старте.

Вес двигателя на силу составляет около 4,8 kg.¹⁾

Подобный двигатель представляет значение в применении к полету аэропланов с большими скоростями.

Мело были разработаны проекты подобных двигателей мощностью в 250 и 750 HP. При своих опытах двигатель Мело развивал мощность около 30 HP при скорости 50 m/sec и давал тягу около 75 kg.

На черт. 100 изображен общий вид двигателя Мело, вариант его устройства, а также установка его на аэроплане.

Применение ракетной турбины для превращения солнечной теплоты в механическую работу.

К. Бетц (K. Baetz) в 1920 году предложил применять kohlendioxyd, как горючее, в ракетах, которые он прикреплял к окружности колеса. При работе ракет колесо вертелось и доставляло механическую работу. Горючее же подавалось к ракетам по трубам из резервуара, где оно получалось из углекислоты (konlensaure), нагревом ее солнцем до 60°. Соответствующие расчеты автор опубликовал в журнале „Die Rakete“. 1928. St. 101.

Реактивный двигатель Андреева.

В 1921 г. А. Ф. Андреев в СССР представил на исходатайствование патента проект портативного ракетного аппарата, который, по его мнению, может человек надевать на себя в виде ранца. В сосудах этого аппарата находятся сжиженные газы: метан и кислород, которые, сгорая, дают реакцию. При помощи последней человек может делать прогулки на 20 km со скоростью 200km/h. Вес всего аппарата с горючим около 50 kg. Вес горючего—8 kg. Полный вес—человека + аппарат, около 100 kg.

Приводим описание этого патента (заяв. свид. № 3255 от 18 февр. 1921 г.

¹⁾ А по другим сведениям (Flugsport, 1926, St. 145) 1 kg на силу и даже 0,5 kg на силу (В. В. Фл. 1922, № 13, стр. 39).

О выдаче патента опубликовано 31 марта 1928 года. Действие патента распространяется на 15 лет от 15 сентября 1924 года.

Предлагаемый летательный аппарат с реактивным двигателем предназначен для перемещения человека или небольших грузов на расстоянии до 20 *km*.

На чертеже (черт. 101) фиг. 1 и 2 изображают схему устройства сосуда для сжиженных газов, фиг. 3 и 4—схемы раздвижной фермы.

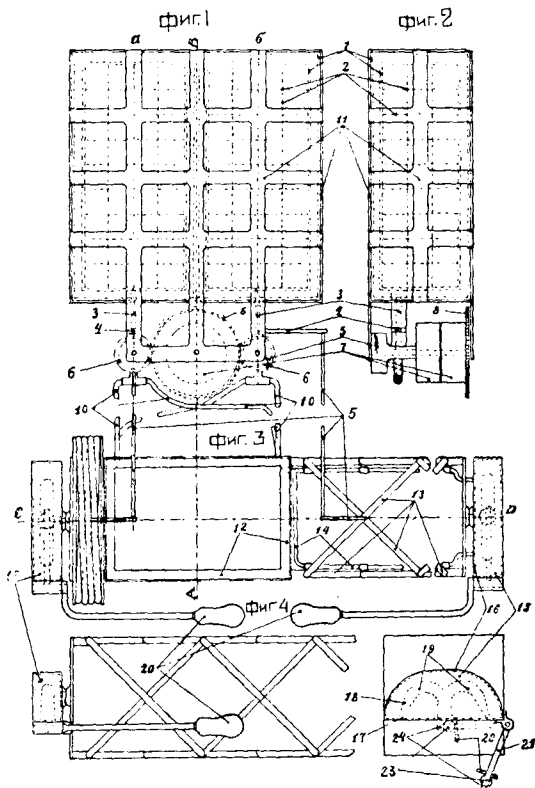
Аппарат состоит из двух независимых по расположению друг к другу частей, а именно: 1) сосуда для двух сжиженных газов, кислорода и одного из жидких углеводородов, с двойным, непосредственно присоединенным к сосуду насосом (фиг. 1 и 2);

2) раздвижной фермы с двумя управляемыми ракетами, а также раздвижным трубопроводом, проходящим внутри фермы и питающим ракеты (фиг. 3 и 4).

Сосуд для жидких газов изготовлен из твердого, небьющегося материала с двойными стенками 1, между которыми воздух выкачан по принципу Дьюара. Сосуд разделен на две самостоятельные части *а* и *б*.

Для предохранения жидких газов от толчков и сотрясений при движении, внутренность каждой части сосуда перегороджена тонкостенной системой перегородок 2, на подобие сот, на отделения, сообщаемые между собой. В нижней части сосуда имеются два крана 3 (фиг. 1 и 2) по числу находящихся двух газов в двух сосудах, при посредстве каковых кранов в нужный момент пропускаются жидкие газы из сосуда в нижеуказанные насосы. Рычаг 4 каждого крана, открывающий и закрывающий пропуск газа, связан с тягой, идущей от раздвижной фермы 5, и автоматически открывает кран в раздвинутом, и закрывает его в сложенном виде фермы.

Двойной металлический насос состоит из двух самостоятельно действующих насосов 6, типа, применяемого для нагнетания жидкостей в двигателях внутреннего горения, и приводится в движение от большой сильной пружины 7. Шестерня пружины 8 приводит в движение шестерни насосов 9. Назначение насосов—подавать определенное количество жидких газов в ракеты. От каждого насоса идут две линии трубок 10. Вся система двойных сосудов *а* и *б*, с кранами и насосами, связана в одно целое жесткое, металлическим каркасом 11. Раздвижная ферма состоит из жесткой



Черт. 101. Реактивный ранец Андреева.

коробки 12 и двух раздвижных ферм в стороны от этой коробки 13. Внутри каждой из раздвижных частей помещается складной трубопровод 14, который служит продолжением трубок 10. Весь трубопровод состоит из медных трубок, складывающихся и раздвигающихся, параллельно каждой из двух ферм, но так, что любое расстояние в пределах этого раздвижения не препятствовало бы подаче по этому трубопроводу газа в ракеты. В центре жесткой коробки фермы прикрепляется тело, которое требуется переместить при помощи реактивного аппарата, например, снаряд с удушливым газом, взрывчатым веществом, или с человеком. Во время работы ракет при высокой температуре отходящих газов, ферма имеет назначение предохранять от нее находящееся в центре всей системы как сосуд с жидкими газами, питающими ракеты, так и тело, участвующее в передвижении. Вся ферма сделана из легкого и прочного металла. По концам каждой из раздвижных частей помещаются ракеты 15, в своей внутренней части изготовленные из огнеупорной массы, выдерживающей высокую температуру, и с наружной стороны, заключенные в стальные оболочки 16. Из трубопровода в отверстия 17 поступают два газа, расширяясь в части канала 18, перемешиваются и в начале кривой, представляя из себя взрывчатую смесь, сгорают, давая максимум скорости истечения по кривым канала 19 и реактивной отдаче струи при выходе из ракеты. Ракеты прикреплены к ферме поворотом на оси $C-D$ для изменения угла уклона выхода газовой струи из ракеты, по отношению ко всему аппарату во время движения. Ракеты имеют рычаги управления 20, которые выполняют следующие функции: а) сдвигают и раздвигают ферму, для чего требуется потянуть в ту или иную сторону параллельно оси $C-D$; б) производят вспышку газов при движении ручки на некоторый угол параллельно оси $A-B$ и перпендикулярно $C-D$, для приведения в действие запального приспособления 21, типа бензиновых зажигалок. После выскочки искры и взрыва газов, все приспособление автоматически отходит в прежнее положение, не подвергаясь действию раскаленной газовой струи из ракеты.

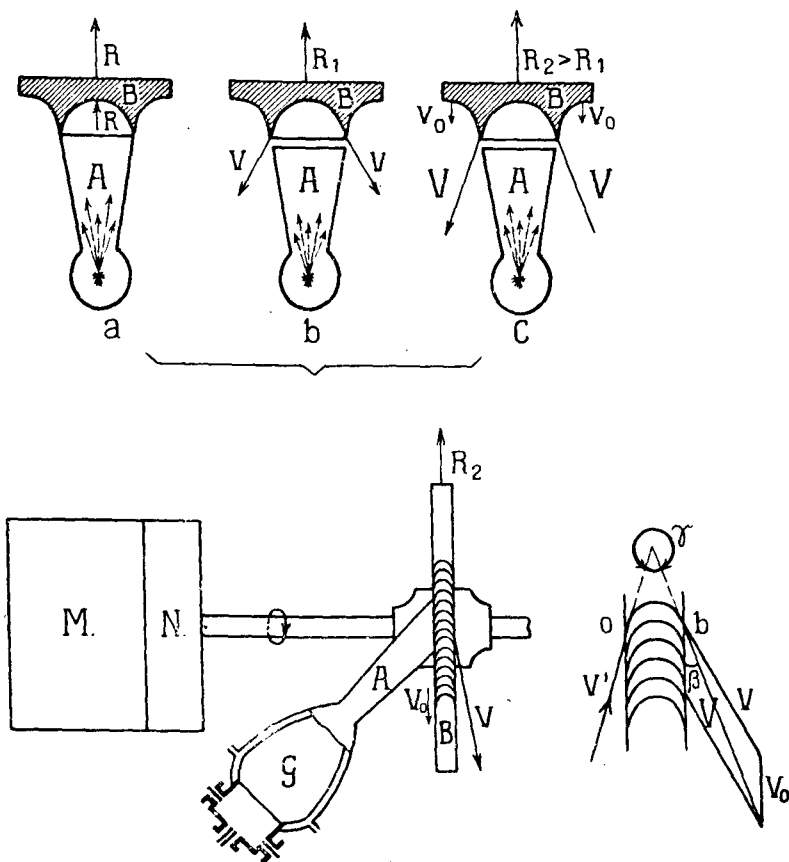
Дальнейшим вращательным движением рычагов можно изменять угол ракеты по отношению оси $A-B$ и тем самым управлять передвижением, так как соотношение веса тела, помещенного в центре раздвижной фермы и толкающих сил ракеты в том или ином направлении в пространстве, даст и соответствующее направление движения аппарату. Месторасположение двух основных частей аппарата по отношению друг к другу, т.е. сосуда для жидких газов (фиг. 1 и 2) и раздвижной фермы с ракетами и складным трубопроводом (фиг. 3 и 4), как по расстоянию, так и по положению, можно варьировать в зависимости от формы и величины тела, которое должно быть перемещено при помощи реактивного аппарата. Например, продолговатое и тяжелое тело формы мины может быть прикреплено в задней части фермы по оси $A-B$. Сосуд с жидкими газами выше фермы, в непосредственной ее близости. В случае, когда тело имеет шарообразную или незначительно удлиненную форму, но имеющую легкий вес, например, снаряд с ядовитым, но легким газом, то сосуд с газами, как более тяжелая часть, помещается ниже фермы, а самый снаряд выше. В случае перемещения человека, коробка фермы служит жестким поясом, надетым на туловище человека на линии грудной клетки. Сосуд с газами помещается на спине как обыкновенный ранец.

Во время действия аппарата из сосудов a и b жидкие газы поступают через краны 3 и насосы 6, откуда, под постоянным давлением, по

трубопроводу 10 и 14 подаются в ракеты 15. В ракетах газы сгорают, развивая большую скорость истечения газовой струи и тем самым реактивную отдачу, которая дает движение в пространстве всему аппарату, вместе с массой перемещаемого тела.

j) Турбина Гуссали с двойной реакцией.

Итальянский инженер Л. Гуссали (1923) предложил реактивный двигатель, который он назвал „Турбиной с двойной реакцией“. Идея этого двигателя заключается в следующем (черт. 102 вверху).



Черт. 102. Схема реактивной турбины Гуссали.

Пусть в камере A (черт. а) происходит взрыв горючего. Если камера сверху закрыта крышкой B плотно свинченной с A , то результатом взрыва будет давление газа на стенки, пол и потолок камер A и B с некоторой силой R . Отодвинем теперь немного камеру A от B , оставляя между ними где-то жесткую связь (черт. б). Тогда, при взрыве, газы, отразившись от впадины крышки B , вырвутся из нее с некоторой скоростью (v), и вся система, под влиянием реакции R_1 , получит движение в сторону этой реакции. Теперь предположим, что в двигателе, в котором находится камера A , крышка B (черт. с) может двигаться

навстречу камеры A с некоторой скоростью v_0 . Тогда вырывающиеся из-под крышки B газы будут иметь скорость V большую той, которая была в случае (b). И, благодаря этой скорости крышка B , а затем и весь мотор, в котором она находится, получит реакцию R_2 , большую той, которая была в случае (b). Реакцию R_2 Гуссали и называет двойной реакцией и предлагает осуществить ее следующим образом (черт. 102 внизу слева).

Взрыв происходит в камере сгорания G , из которой, через сопло A газы устремляются на лопатки турбинного колеса B . Последнее вращается навстречу струе газа, благодаря вращению вала, идущего к мотору M и мультипликатору скоростей N . Благодаря сложению скоростей выходящего из лопаток газа и линейной скорости обода колеса, скорость выходящего газа будет увеличенной по сравнению со скоростью газа, идущего из сопла A и весь мотор получит реакцию R_2 .

На черт. 102 внизу справа показано это сложение скоростей: v' — скорость газа, подходящего к лопатке, v_0 — скорость лопатки, v — скорость газа, выходящего из лопатки, если бы она была неподвижна, V — окончательная скорость газа. Например, если $v' = 1500 \text{ m/sec}$, то V можно получить равной 2100 m/sec , Угол выхода β , струи будет тем меньше, чем больше скорость вращения v_0 , и тем больше будет угол γ расхождения струй газа.

Гуссали полагает, что колесу можно сообщить вращение с линейной скоростью v_0 обода $= 500 \text{ m/sec}$.

Сила реакции, действующей на каждую лопатку турбины, выражается формулой:

$$F = m \frac{v^2}{r}$$

где, m — масса, вырывающейся из лопатки газа, v — скорость этого газа и r — радиус кривизны лопатки. Из формулы следует, что реакция будет тем больше, чем больше v и чем меньше (r).

Гуссали произвел опыты со своим прибором, при чем им была применена турбина Лавала в 50 HP и генератор Серполле.

Турбина делала 16000 оборотов в минуту, и он утверждает, что сила тяги, полученная при его опытах с турбиной двойной реакцией значительно больше той, которая получается при обычном реактивном аппарате (прямой реакции). Общий вид турбины изображен на черт. 103.

Следует заметить, что идею использовать двойную реакцию для движения предложил также Дидело (Didélot), который применил ее для полета аппаратов в воздухе. Идея эта заключается в следующем:

Аппарат катится по земле под влиянием тяги винта с горизонтальной осью. Встречный поток воздуха давит на лопатки турбинного колеса, давая ему подъемную силу; последняя еще более увеличится, если турбину вращать в обратную сторону, что и предполагал делать Дидело. Следует заметить, что подобная же идея положена в основу автожиров Де-Сьерва — что же касается до идеи Гуссали, то она не даст желаемых результатов, если мотор M будет соединен с турбиной на одной станине.

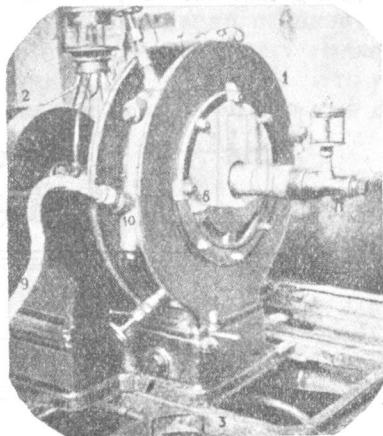
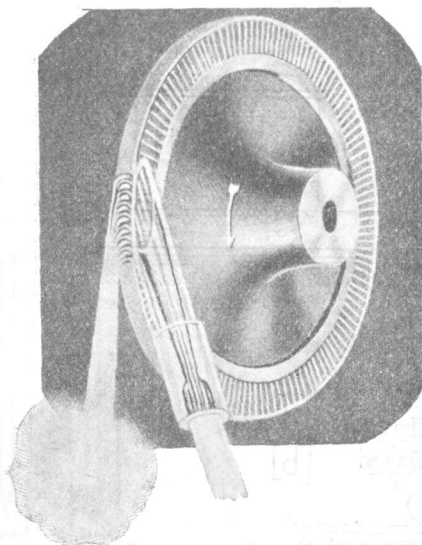
к) Реактивные самолеты, дирижабли и вагоны.

Модель русского ракетного самолета.

В 1924 году на Тифлиссских состязаниях летающих моделей самолетов одна из них, постройки Туркестанова, была с ракетным двигателем. Модель поднялась очень плавно и неслась правильно в воздухе. Однако, крылья вскоре подломились и она упала, пройдя 32 метра.

Реактивный самолет.

В журнале „Самолет“ появилась заметка, что во французских лабораториях при финансовой поддержке военного ведомства, в строгом секрете разрабатывается проект самолета нового типа, без пропеллера. Движение самолета основывается на принципе реактивного двигателя (ракета). Нагнетаемая в специальную камеру горячая смесь по сжигании будет давать газы, которые, выходя последовательно через ряд отверстий в хвостовой части аппарата, сообщат последнему необходимое поступательное движение. Скорость аппарата предполагается в 600 км/час.



Черт. 103. Турбина Гуссали.

Дирижабль-ракета будущего „Циолковский 20“.

Идеи Циолковского о применении ракетных двигателей и металлических дирижаблей, подъемная сила которых достигается при помощи „выкачивания“ воздуха из оболочки дирижабля, отразилась на фантастическом рассказе Б. Лобач-Жученко, который в своей книге „Воздушные сообщения и перелеты через моря и океаны“ описывает полет на корабле будущего—ракетном дирижабле и предполагаемое его устройство.

Предоставим слово самому автору:

„На горизонте показался длинный, серебристый, сигарообразный корпус воздушного корабля „Циолковский 20“. На нем летело 500 пассажиров со скоростью 500 километров в час. Еще несколько минут корабль над головами замер в воздухе, тихо и плавно спускается вниз... Каково же его устройство.

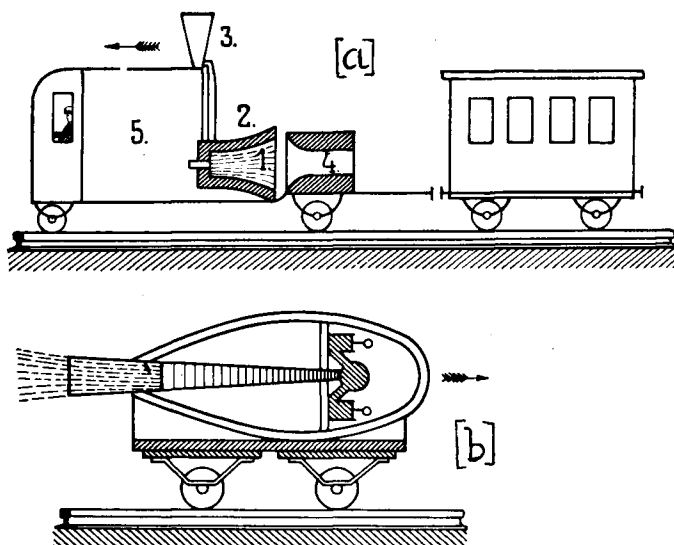
Идея ракеты воплощена в нем в виде нескольких реактивных двигателей, причем, для изменения направления полета, при помощи поворота двигателей, можно изменять направление реакции. Последняя, будучи, в общем случае, направлена наклонно, дает и поддерживающую силу и движущую вперед; будучи же направлено вертикально дает вертикальный подъем.

Реактивные двигатели установлены в нескольких местах: в корме, по бортам и в дне корабля; даже на носу установлено два аппарата для давания заднего хода при маневрировании...

Нечего и говорить, что оборудование корабля устроено по последнему слову техники: громкоговорители, радио-телефон, радио-кинематограф и пр.—все это применено для удобства пассажиров.

Ракета Циолковского в применении к движению по железной дороге.

Инженер Фентеклюз в журнале „Наука и Техника“ указывает на возможность установки ракеты Циолковского на железнодорожную платформу для движения по рельсам при помощи отдачи (черт. 104b).



Черт. 104. Реактивные вагоны.

Применение реактивных двигателей к движению по железным дорогам.

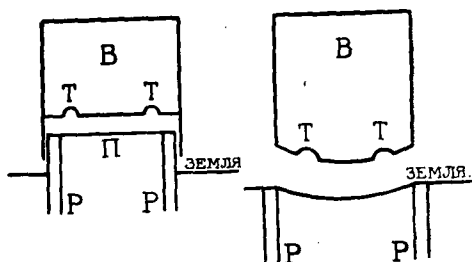
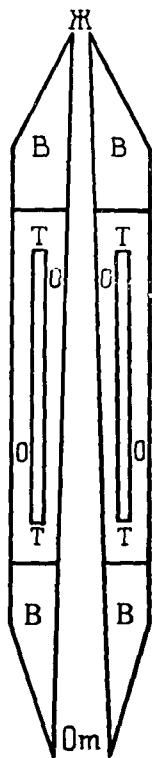
Инженер Фентеклюз в том-же журнале предлагает следующий проект применения реактивных двигателей к движению железнодорожных поездов (черт. 104a).

В голове поезда ставится вагон, в котором помещается спереди машинист, затем топливо и, наконец, сзади—реактивный мотор. Топливо может подаваться в вагон уже распыленным в виде угля или распыляться во время работы (нефть). Двигатель содержит в себе несколько взрывных камер-цилиндров (4—5), каждая из которых работает самостоятельно. Порция автоматически вводимой топливной пыли, соединяясь в цилиндре (2) соответственным количеством воздуха, взрывается электрической свечей, получающей ток от магнето. Для обратного хода поезда мотор поворачивается на месте по кругу, причем выходные отверстия цилиндров устанавливаются против направления движения. На черт. 104a цифры обозначают следующие части: 1—взрывная камера, 2—охлаждающая вода, 3—радиатор с водой, 4—глушитель звука, 5—место для горючего.

Реактивный вагон Циолковского.

К. Циолковский в 1927 году дает идею устройства скорого поезда, движущегося без колес и смазки. На черт. 105 изображены разрез и план одного из вагонов такого поезда. В днище вагона *В* устроены полутрубы *Т* и *Т*. Полотно пути *П* составляет одну плоскость с рельсами *Р, Р*. В полутрубы *Т* и *Т* независимыми друг от друга моторами накачивается воздух, который распространяется в узкой щели—между вагоном и дорогой. Он поднимает поезд на несколько миллиметров

и вырывается по краям основания вагона. Последний уже не трется о полотно, а висит на тонком слое воздуха и испытывает только совершенно незначительное воздушное трение, как летящий предмет. Благодаря закраинам, вагон не может сойти с рельсов. Это уменьшает и утечку воздуха, так как поток его тут делает



Черт. 105. Реактивные вагоны Циолковского.

резкое изменение в своем направлении. В днище вагона устроено мелкое рифление (*0,0*), которое замедляет утечку воздуха. Последний поступает через переднее жерло вагона и отчасти выходит через щели кругом его, отчасти вырывается через заднее отверстие (*Om*), где через реакцию дает давление на поезд, заставляющее его двигаться. Спереди и сзади вагону приданы очертания, уменьшающие сопротивление воздуха. Мотор, накачивающий воздух в заднее отверстие, может

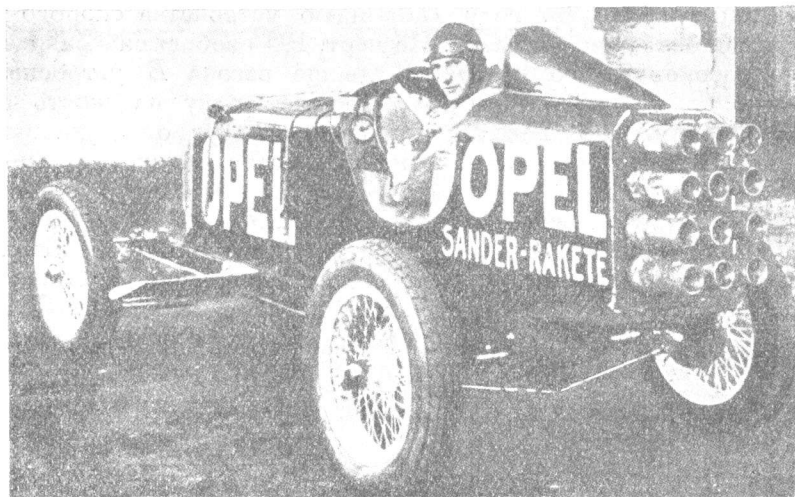
быть независим от других моторов.

На чертеже справа показано сечение другого вагона с выпуклым цилиндрическим полом и без закраин. Такое устройство дает больше устойчивости, но путь сделать будет труднее.

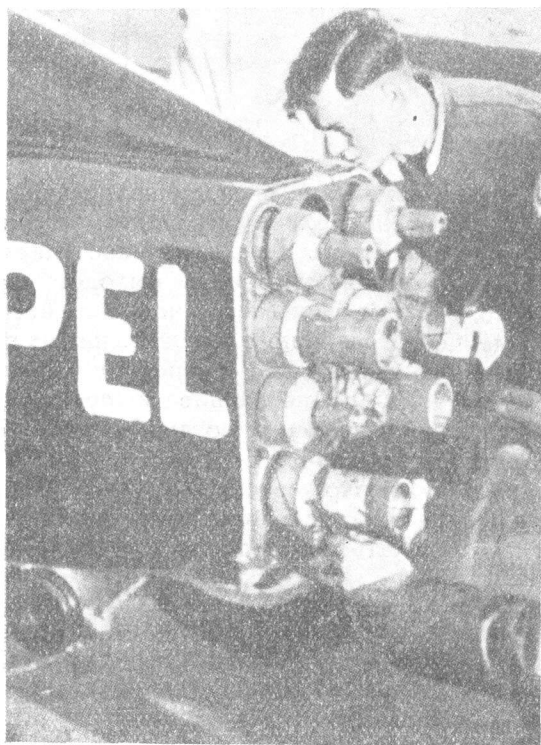
1) Реактивные повозки Опеля и Вальера.

Германская автомобильная фирма „Опель“ произвела в 1928 году ряд опытов по испытанию ракет в применении к движению по земле и воде. Первый автомобиль этой фирмы (№ 1) имел сзади 12 ракет (по 4 в ряд). Зажигание производилось при помощи электрической искры; контакты располагались на клавиатуре. 11 апреля 1928 г. под управлением Волькгарда был произведен первый пробег на этом автомобиле на трек Опеля в Руссельгейме, близ Мангейма. В 8 сек. была достигнута скорость 100 *km/h*.

На черт. 106 показан общий вид этого автомобиля, а на черт. 107 задняя часть его с ракетами.



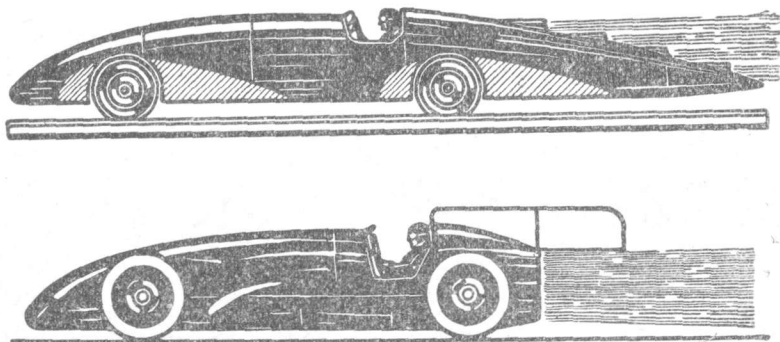
Черт. 106. Реактивный автомобиль О. С. № 1.



Черт. 107. Деталь автомобиля О. С. № 1.

Для того, чтобы при движении автомобиль не отрывался от земли, по бокам его были устроены крылья, прижимавшие его к земле.

Инженер Волькгард практиковал несколько иное устройство автомобиля для более плавного обтекания воздухом (корма заостренная и крылья спереди и сзади колес) (черт. 108 вверху), но по конструктивным



Черт. 108. Схемы реактивных автомобилей Волькгарда (вверху) и Вальера (внизу).

соображениям в натуре автомобиль был устроен более похожим на схему Вальера (черт. 108 внизу).

В работах по производству этих и дальнейших опытов принимал большое участие инженер Ф. В. Сандер. Инженер Ф. В. Сандер (черт. 109) родился в 1886 г. в Глатце, в Шлезии. После окончания среднего образования работал несколько лет по постройке паровых и льдодельных машин в Гильдензгейме и по постройке двигателей внутреннего сгорания в Ганновере, исполняя обязанности инженера. В 1920 году изобрел спасательный аппарат при морских авариях. С 1911 года состоит научным консультантом фирмы Cordes в Везермюнде. В последнее время занялся постройкой реактивного автомобиля.



F. V. Sander

Черт. 109. Ф. В. Сандер.

После удачных опытов в Рюссельгейме был построен автомобиль „Опель — Сандер № 2“ (черт. 110) с агрегатом уже в 24 ракеты и более плавного очертания. Он имел по бокам еще бо́льшие крылья. На автомобильном трэке близ Берлина (Авусбан) этот автомобиль 23 мая 1928 г. развил скорость около 236 km/h. Средняя скорость после остановки ускорения были 196 km/h. Вес автомобиля был 800 kg. Каждая ракета заключала 5,4 kg пороха. На черт. 111 изображен разрез ракеты (тип Годдара)*). Термический коэффициент полезного действия ракет был всего лишь 15%, а механический 3%.

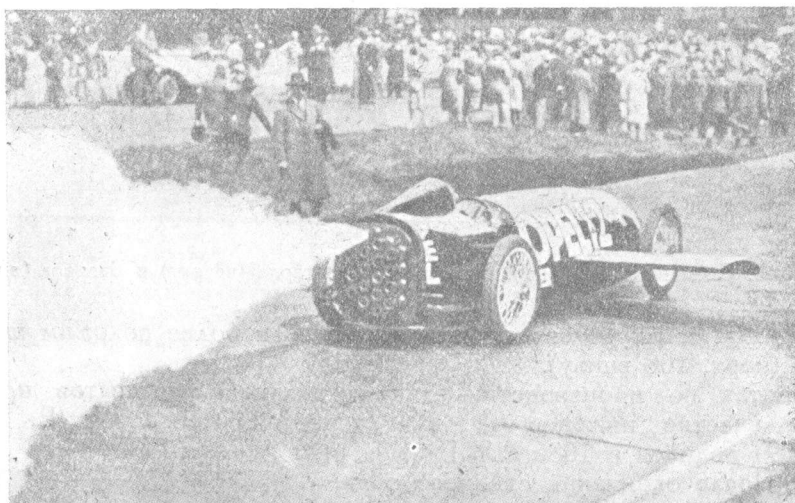
*) По данным Шершевского диаметры дюзы были: выходной — 80 mm и горла — 35 mm. Угол раструба 30°.

На черт. 112 и 113 изображены детали устройства двигателя автомобиля: гнезда ракетной установки и рычаги управления.

Наконец на черт. 114 изображена деталь переднего крыла автомобиля.

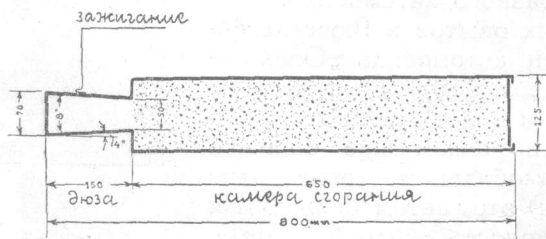
В работах кроме Опеля и Сандера принимал горячее участие и М. Вальер.

Следующим этапом опытов были испытания реактивной железнодорожной автомотриссы (№ 3). Первый опыт с нею состоялся 23 июня



Черт. 110. Реактивный автомобиль Опель Сандер № 2.

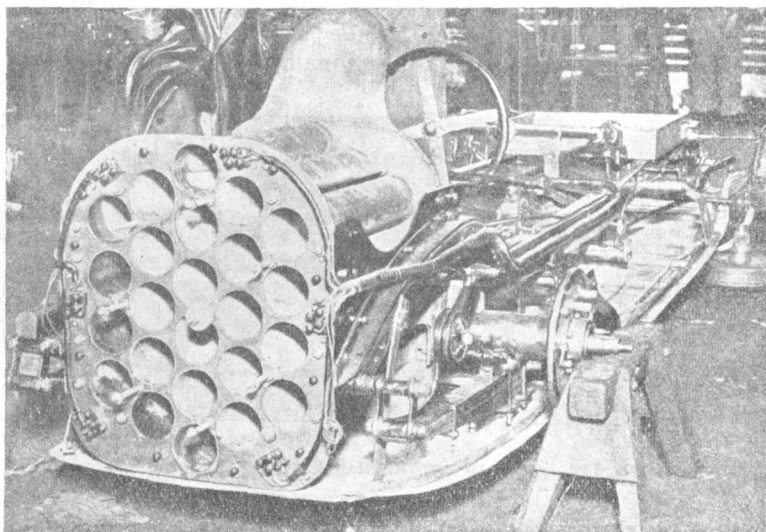
1928 г. на прямолинейном участке ж. д. пути Ганновер—Целле близ Бургведела. Мотрисса была пущена без водителя и управлялась автоматически. Сначала в ней было помещено уменьшенное количество ракет, которые взрывались последовательно электрической искрой. На черт. 115



Черт. 111. Ракета автомобиля Опеля.

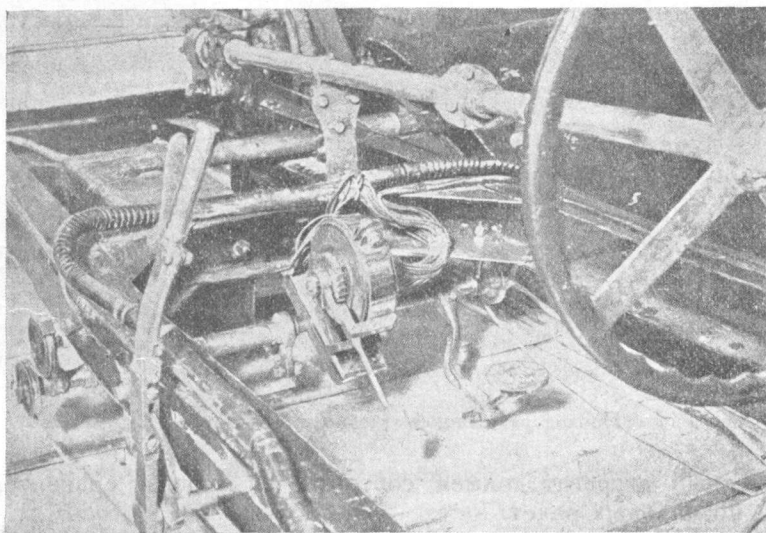
показан снимок прохода этой мотриссы. Опыт прошел хорошо. На черт. 116 изображена ее схема. Длина рамы—3,5 м. Сзади—место для установки 24 ракет, спереди тормазная ракета и крыло с отрицательным углом атаки для прижимания повозки к рельсам. Торможение производилось автоматически передней ракетой, передним крылом и особым когтем, захватывавшим рельсы (черт. 116). Общий вид автомотриссы показан на черт. 117.

Длина пути была 5 *km*. Пробег производился на протяжении 2 *km*. Скорость доходила до 180 *kmh*. При опыте одна из ракет взорвалась и взлетела вверх.



Черт. 112. Деталь ракетного гнезда автомобиля Опеля Сандер № 2.

25 июня опыт был повторен. Через каждые 250 метров вдоль пути были установлены электрические часы (Löbner'a) для измерения скорости пробега. В действии были все 24 ракеты, которые взрывались последова-



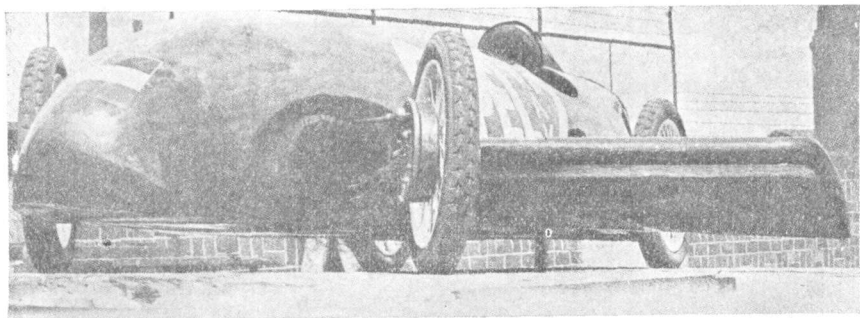
Черт. 113. Деталь рычагов управления автомобиля Опеля Сандер № 2.

тельно пачками по 6 ракет. Для изучения влияния ускорения на организм в моториссе была помещена кошка.

Однако, под влиянием сильного ускорения, моторисса сошла с рельсов, ракеты взорвались и повозка была исковеркана.

В газетах промелькнули сведения, что будто бы Опель построил еще ракетную яхту. При опыте плавания ее по Рейну на ней произошел взрыв, и она пошла ко дну, причем пассажирам удалось спастись.

После опытов с фирмой Опель Валье заключил соглашение с фирмой Эйфельд для продолжения исследований ракет с земной повозкой.



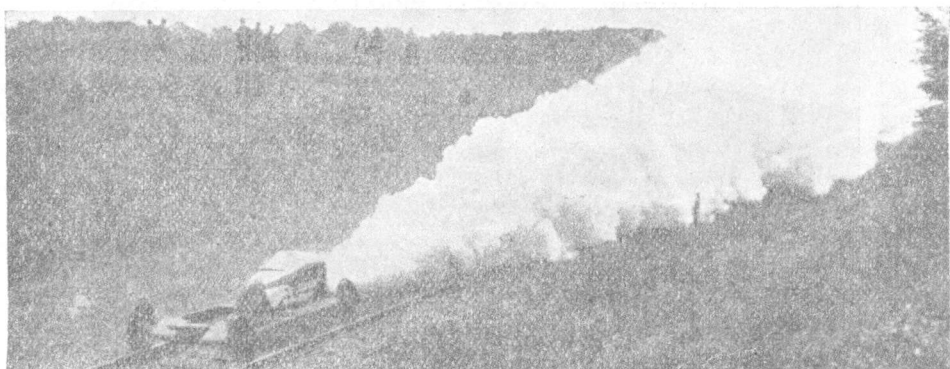
Черт. 114. Деталь автомобиля Опель Сандер № 2.

В основу новых опытов были положены следующие принципы:

1. Повозка должна играть роль ракетной палки и ракета должна ее тянуть, а не толкать.

2. Масса повозки должна быть минимальной абсолютно и относительно к массе заряда.

3. Прижимание повозки к земле должно быть не вследствие ее веса, а благодаря составляющей отдачи ракет и давлению встречного воздуха.



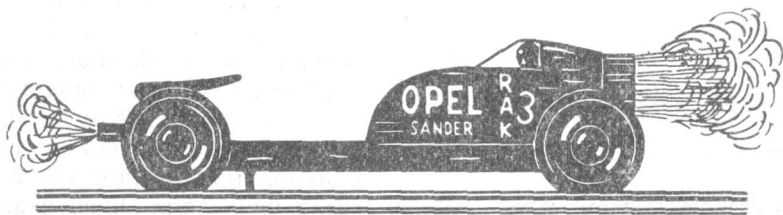
Черт. 115. Проход реактивной автомоториссы Опель—Сандер № 3.

4. Ракетный агрегат должен состоять из многих, сравнительно небольших, но сильных ракет.

На черт. 118 показан первый тип опытной ракетной дрезины Вальера-Эйфельда. Ракеты в ней 35 *mm* калибра длиной 35 *cm*, расстояние между осями колес 1,8 *m*.

Опыт происходил 11 июля 1928 г. Вес 8 ракет по 1,2 *kg* равнялся 9,6 *kg*. Вес пороха в каждой 400 *g*, тяга каждой 22 *kg*. Пробег про-

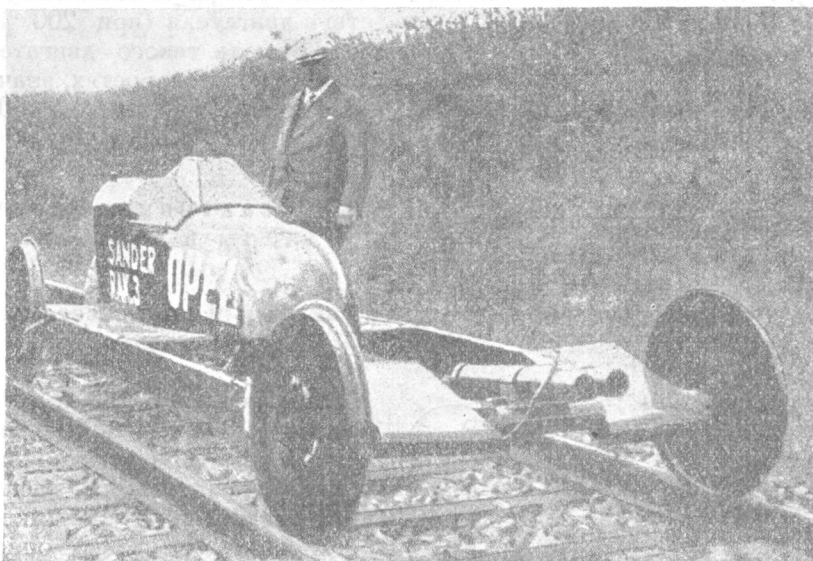
исходил на пути длиной 200 м с 5% подъемом. Сначала работали 2 ракеты и скорость достигала 45 км/ч. При втором опыте работали 4 ракеты; скорость была 80 м/ч. Следующий тип дрезины изображен на черт. 119, расстояние между осями колес 1,5 м. Кроме передних 8 ракет, вдоль платформы было уложено еще 12 ракет с наклоном в $1/6$. Опыт



Черт. 116. Схема автомотриссы Опель Сандер № 3.

происходил на пути длиной 500 м 14 июля. При работе 6 ракет повозка весом 22 кг получила скорость 100 км/ч.

17 июля дрезина с 4 ракетами опять достигла скорости 100 км/ч, после этого была сделана новая установка (черт. 120). Расстояние между колесами было 2,4 м; радиус колес 50 см, на ней могло быть помещено 16 ракет. Вес дрезины без ракет — 42 кг.



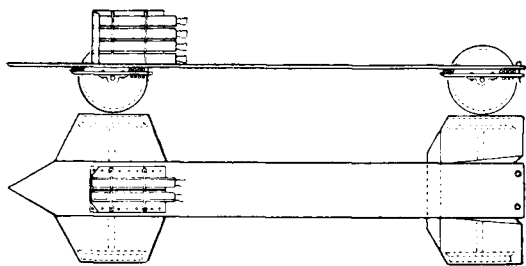
Черт. 117. Реактивная автомотрисса О. С. № 3.

23 июля опыт происходил при работе 6 ракет и закончился удачно.

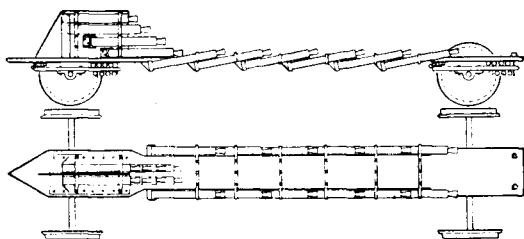
Далее дрезина снова была изменена (черт. 121). В ней можно было поместить 26 ракет. Вес дрезины без ракет — 44 кг. Вес ракеты — 1 кг.

25 июля при предварительной пробе и работе 12 ракет (одновременно 4 штуки с тягой 120 кг) была достигнута скорость 180 км/ч.

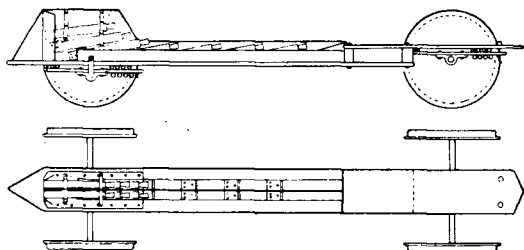
26 июля состоялось первое официальное испытание дрезины: „Eisfeld—Valièr Rak I“ (черт. 121).



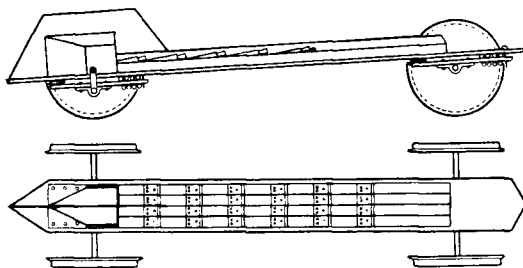
Черт. 118. Реактивная автотрасса Вальера № 1.



Черт. 119. Реактивная автотрасса Вальера № 2.



Черт. 120. Реактивная автотрасса Вальера № 3.



Черт. 121. Реактивная автотрасса Вальера № 4.

При первом и втором пробеге действовали 4 ракеты, а при третьем: сначала 4, потом еще 4, еще 4 и, наконец, 6 с перерывом по 2 сек. При третьем опыте была достигнута скорость 180 km/h в 2 сек., при зажигании последних 6 ракет, дрезина сошла с рельсов.

3 октября 1928 г. опыты были продолжены. Первый опыт прошел удачно, при втором опыте, когда была увеличена нагрузка, оказалось, что колеса дрезины слабы.

На черт. 122 показаны два новых типа ракетных повозок: дрезина и автомобиля, которые М. Вальер предполагает осуществить в ближайшем будущем.

Следует заметить, что применение ракет к земному транспорту при сравнительно малой скорости невыгодно, так как получается малый коэффициент полезного действия двигателя (при 200 km/h —3%. Выгода такого двигателя начинается при скоростях, значительно больших, например, 2000 km/h .

м) Реактивные пропеллеры и турбины.

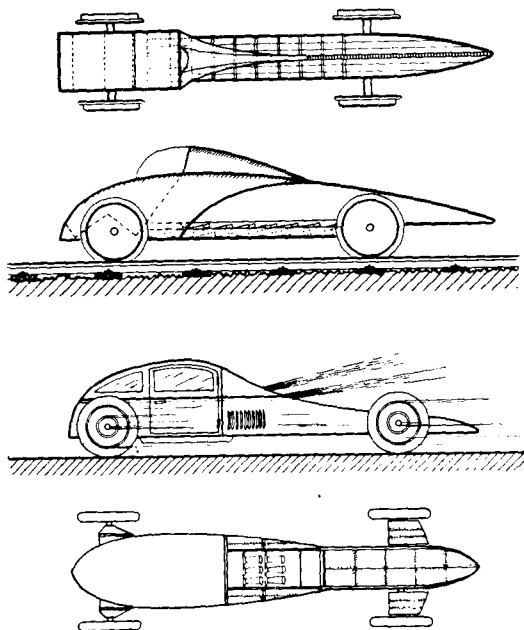
Реактивный компрессорный пропеллер,

Уже неоднократно были предложены передавать энергию на винт с помощью реактивного действия струи воздуха, выходящей через отверстия в заднем крае лопасти винта. Согласно одному из таких изобретений воздух внутрь лопасти должен был подаваться посредством компрессора (черт. 123а). Однако подобное устройство нецелесообразно, так как получается большой вес всего механизма и малый коэффициент полезного действия, благодаря большим потерям в компрессоре, трубопроводе и самом пропеллере.

лезного действия, благодаря большим потерям в компрессоре, трубопроводе и самом пропеллере.

Реактивный пропеллер В. Н. Юрьева.

В. Н. Юрьевым был предложен реактивный пропеллер следующего устройства: (черт. 123b). Полый пропеллер у втулки имеет небольшое отверстие *А*, через которое самими же лопастями, действующими здесь как центробежный насос, всасывается воздух и отбрасывается к концам лопастей, к которым, кроме того, по трубкам *Б* подается жидкое горючее, разбрасываемое форсунками *В*. Распыленное топливо смешивается с воздухом и, зажигаясь запальными свечами *Г*, сгорает. Образующиеся раскаленные газы вырываются через трубки у запальных свечей и, вместе с воздухом, извергаются через раструбы в концах лопастей, производя отдачу и вращая пропеллер. Горючее в трубки *Б* подается под напором насосом. Для увеличения коэффициента полезного действия можно при-



Черт. 122. Реактивная автомотрисса Вальера № 5 и автомобиль № 6.

менить предварительное легкое сжатие поступающего внутрь пропеллера воздуха, что достигается укреплением на втулке центробежного компрессора, приводимого в движение самим же пропеллером при помощи специальных зубчаток. Этот же компрессор может быть использован и для улучшения работы пропеллера на больших высотах.

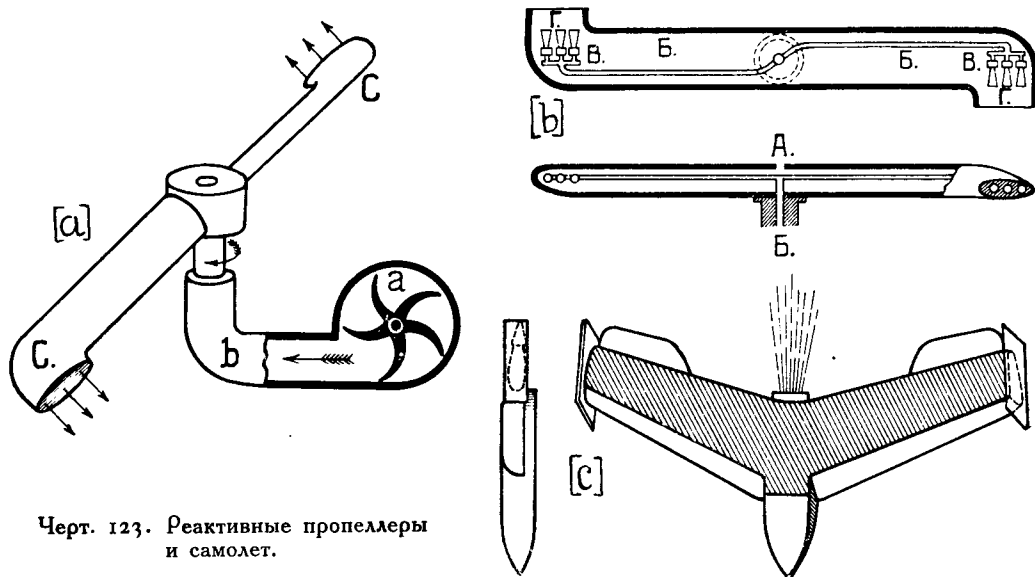
Ракета с газовой турбиной,

На выставке межпланетных аппаратов, устроенной в Москве в 1927 г. в одном из проектов ракетных кораблей для подъема его с земли было предложено устроить аэропланные плоскости и газовую турбину с лопастями, выбрасывающими отработанный в ней газ.

Генрих Геин в своей статье „Der Schuss in den Weltraum“ высказывает пожелание, чтобы ракета была применена для фотографирования земли и ее атмосфер с большой высоты (например, с 6400 km).

п) Опыты с ракетами в Бреслау и Рёне.

23 ноября 1927 г. в Бреслау были произведены опыты полета моделей аэроплана с ракетным двигателем. Все модели (биплан) был 200 гр. Двигатель-ракета весила 120 g и прикреплялась спереди под крыльями. При взлете модель описывала мертвую петлю. Взлет и полет длились 10 сек. Спуск происходил планирующим полетом. Позднее ракета рас-



Черт. 123. Реактивные пропеллеры и самолет.

полагалась более вперед, что улучшало полет. Размах крыльев модели сначала был 2 m, а потом менее.

При опытах с полетом ракеты в 1928 г. к ней приделывались крылья (Гёттинген 410).

Данные о модели следующие: размах—1,5 m, нагрузка на кв. м. 6 kg, угол встречи— 2° , горизонтальный угол 24° . Устойчивость достигается эльберонами (черт. 123с).

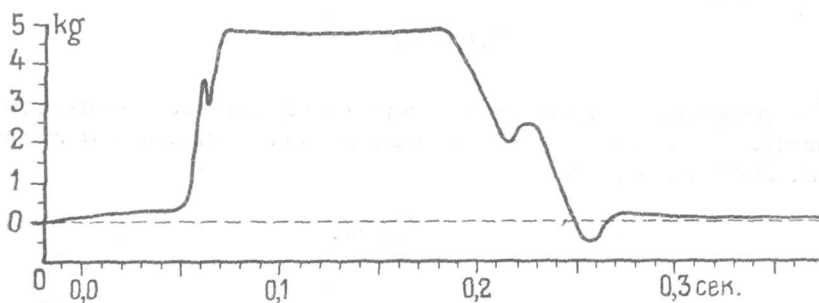
Опыты с ракетами.

В 1927 г. в Машинной Лаборатории Высшей Технической Школы в Бреслау И. Винклером были произведены опыты над исследованием работы ракеты, именно, определялась реакция (отдача) вырывающихся из нее газов. Для этой цели служил индикатор, который обычно применяется для определения давления пара *).

На черт. 124 изображена подобная диаграмма, а на черт 125 обстановка опыта. Для исследования послужила пороховая фейерверочная ракета. (Полный вес с предохранительной гильзой 120 g, заряд—15 g, гильза—40 g). Для предохранения, ракета была помещена в стальную гильзу. Газы вырывались вверх. Масштаб диаграммы 25 mm для 1 kg cm². Так как при опыте приходилось изменять давление на cm². то

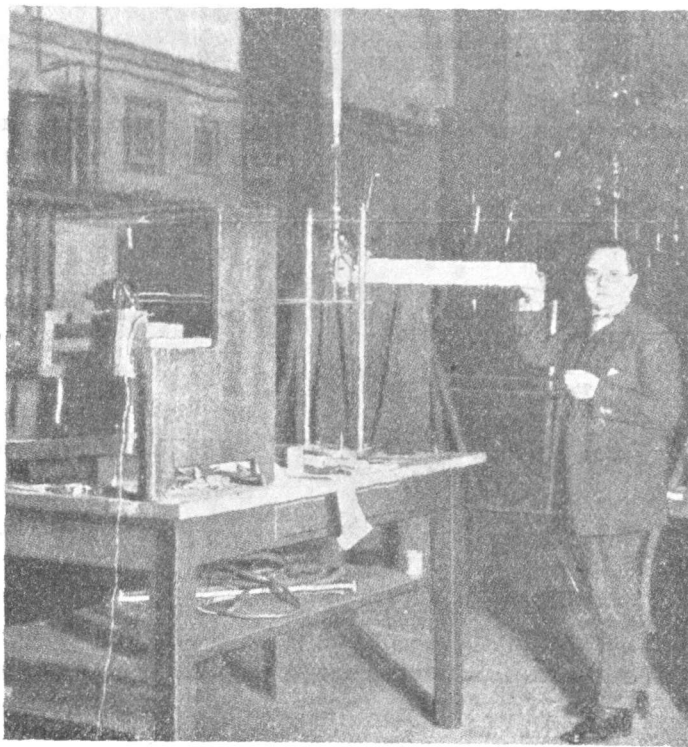
* *) Горючим служили как порох, так и жидкие кислород и спирт.

пришлось сделать некоторые изменения, в результате которых масштаб был $1 \text{ kg} = 7 \text{ mm}$.



Черт. 124. Диаграмма тяги ракеты.

Вращение барабана производилось электромотором со скоростью 40 *ст* в сек. Секунды отмечались при помощи электро-магнитного секундного маятника и штифта на бумаге $0,4 \text{ mm} = 0,001 \text{ сек.}$



Черт. 125. Опыты с ракетами в Бреслау.

Вся диаграмма показывает реакцию на промежутке 0,35 сек., хотя полная продолжительность горения была несколько секунд. Однако реакция за остальное время не превышала 1%, и потому остальная часть диаграммы отброшена.

Диаграмма показывает следующее:

Закон импульсов дает:

$$P \cdot t = m \cdot v = \frac{G}{g} v,$$

где P — реакция, t — продолжительность ее действия, m — израсходованная масса, G — вес ее, $g = 9,81 \text{ m/sec}^2$, v — полученная скорость движения ракеты. Последняя равна

$$v = \frac{P}{G} \cdot gt.$$

Из диаграммы получаем: $P = 4,8 \text{ kg}$, $t = 0,15 \text{ сек.}$, $G = 150 \text{ g}$.
Поэтому:

$$v = \frac{4,8 \cdot 9,81 \cdot 0,15}{0,150} = 47 \text{ m/scc.}$$

В действительности скорость будет несколько больше, так как вес уменьшится на 15 g.

Ускорение равно:

$$h = \frac{v}{t} = \frac{47}{0,15} = 314 \text{ m/sec}^2.$$

Путь который пройдет ракета при вертикальном подъеме, и время горения заряда будет.

$$h_1 = \frac{b-g}{2} t^2 = \frac{304}{2} \cdot 0,0225 = 3,42 \text{ m.}$$

Максимальная скорость, которую может получить ракета при учете земного притяжения, будет:

$$v_0 = (b - g) t = 304 \cdot 0,15 = 45,6 \text{ m/scc.}$$

Поэтому полная высота подъема, без учета сопротивления воздуха будет:

$$h = h_1 + \frac{v_0^2}{2g} = 3,42 + \frac{45,6^2}{19,6} = 3,4 + 106 = \approx 110 \text{ m.}$$

а с учетом сопротивления воздуха — 80 m.

Определим скорость (c) извержения газов по уравнению:

$$\frac{G}{G_0} = e^{\frac{v}{c}},$$

откуда

$$c = v \frac{\lg e}{\lg \frac{G}{G_0}} = 47 \cdot \frac{0,4343}{\lg \frac{0,150}{0,135}} = 47 \cdot \frac{0,4343}{0,045} = 453 \text{ m/sec.}$$

При более совершенной дюзе получим подобную скорость равной 1800 m/sec и даже более (по Годдару), и тогда скорость v будет:

$$v = c \frac{lg G_0}{lg e} = 1800 \cdot \frac{0,045}{0,4343} = 187 \text{ m.}$$

и реакция:

$$P = \frac{Gv}{gt} = \frac{0,150 \cdot 187}{9,81 \cdot 0,015} = 19,1 \text{ kg.}$$

Тогда:

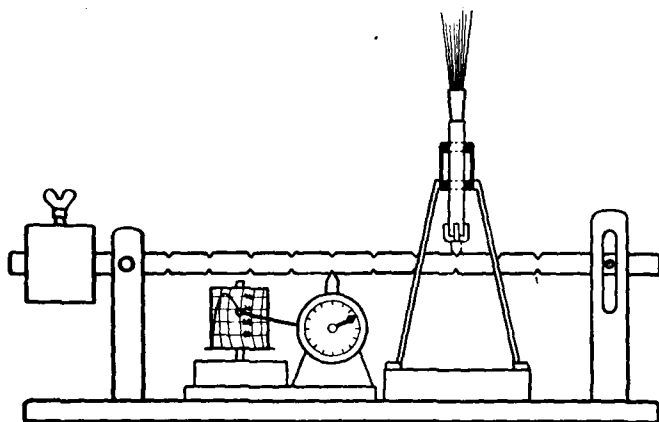
$$b = \frac{v}{t} = \frac{187}{0,25} = 1250 \text{ m/sec}^2;$$

$$h_1 = \frac{b-g}{2} t^2 = \frac{1240}{2} \cdot 0,0225 = 13,95 \text{ m.}$$

$$v_0 = (b - g) t = 1240 \cdot 0,15 = 186 \text{ m/sec.}$$

$$h = h_1 + \frac{v_0^2}{2g} = 13,95 + \frac{186^2}{19,6} = 14 \times 1756 = 1770 \text{ m}$$

Иоганн Винклер родился 29 мая 1897 г. в Карльсруэ, в Шлезии, учился в реальной школе в Оппельне и в гимназии в Лигнитце. Закончил среднее образование в Данциге. Там же обучался машинному делу в течение 2-х семестров в Высшей Технической Школе и затем работал по постройке подводных лодок. После окончания мировой войны прошел 8 семестров в университетах Бреслау и Лейпциге и сдал экзамены в 1927 г.



Черт. 126. Реактивный станок Вальера.

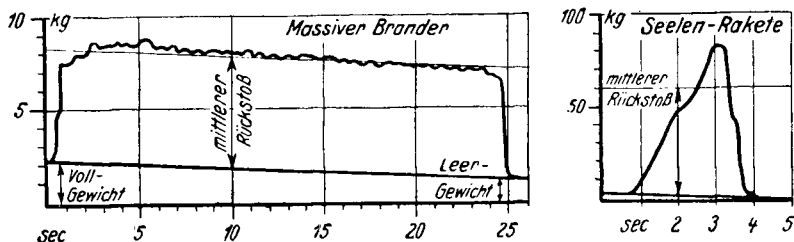
Проблемой косметических полетов он увлекался с ранних лет, В 1927 г. основал журнал „Die Rakete“ и О-во Межпланетных сообщений.

Опыты с ракетами Вальера.

С 1927 г. немецкий изобретатель и ученый Макс Вальер начал опыты по определению условий работы ракеты, как мотора. Для этой цели им был построен станок (черт. 126), на подобие десятичных весов.

Вдоль верхнего края этих весов могла устанавливаться головка перевернутой ракеты. Далее рычаг опирался на динамометр, перо которого чертило кривую давлений на вращающемся барабане.

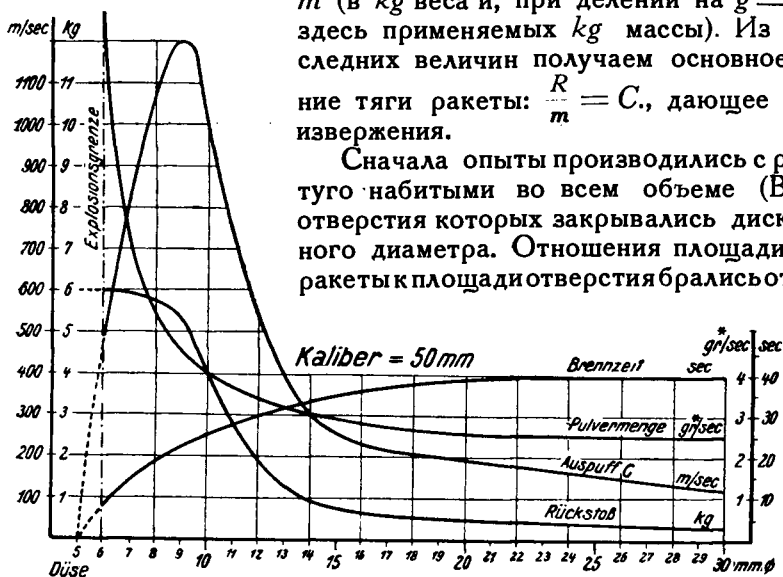
Образцы полученных диаграмм приведены на черт. 127, из диаграмм можно прочесть: время горения в сек, и отдачу — (тягу) в *kg*. Площадь, ограниченная кривою (за вычетом веса ее), будучи произведением из



Черт. 127. Диаграммы работы ракеты по Вальеру.

тяги в *kg* на время в сек. выражает в известном масштабе работу ракеты. Она же дает и среднюю отдачу ракеты *R*. Частное от деления веса заряда на время горения дает секундное обращенное в газ количество пороха *m* (в *kg* веса и, при делении на $g = 9,81$ — в здесь применяемых *kg* массы). Из двух последних величин получаем основное уравнение тяги ракеты: $\frac{R}{m} = C$, дающее скорость извержения.

Сначала опыты производились с ракетами, туго набитыми во всем объеме (Brandern), отверстия которых закрывались дисками разного диаметра. Отношения площади сечения ракеты к площади отверстия брались от 1 до 100.



Черт. 128. Диаграммы работы ракеты.

На черт. 128 показан образец результатов для ракеты со сплошной забивкой калибра 50 *mm* при разных диаметрах отверстия (от 5 до 30 *mm*). Одна кривая дает отдачу в *kg* (Rückstoss), другая — скорость извержения в *m/sec*. (Auspuff), третья расход горючего (Pulver menge) в *g/сек*, четвертая — время сгорания (Brennzeit) в сек. При малом отверстии (6 *mm*) наступает взрыв. Наибольшая скорость извержения имеет место при отверстии 9 *mm*.

Ракета с конической пустотой (Seelen Raketen) дает диаграмму, отличающуюся от первой (черт. 127, справа).

Проект опытов Геффта с ракетами.

Инженер Гёффт (черт. 129) в своем докладе в Бреслау 9 февраля 1928 г. описал предполагаемые им опыты с ракетами разных типов, названных ими *RH* (*Rakete-Haefft*) и далее римскими цифрами от I до VIII.

Первый тип *RH I* называется регистрирующей ракетой. Длина ее 1,2 м, диаметр 20 см, вес 30 кг. Заряд ее — 10 кг спирта и 12 кг жидкого кислорода. Она должна подниматься на высоту 10 км при помощи воздушного шара и нести полезный груз—метеорографы—весом в 1 кг.

На этой высоте она автоматически взрывается, отделяется от шара и должна взлететь на 100 км. Устойчивость достигается при помощи жирокоппа. Спуск производится при помощи парашюта *).

Ракета *RH II*—подобна предыдущей, но с пороховым зарядом.

Ракета *RH III*—двойная, весом в 3 т и несет во второй части в качестве полезного груза 5—10 кг ярко горящего пороха, который при падении на луну должен дать яркий взрыв. Последний должен наблюдаться с земли.

Кроме того, при помощи жирокоппического управления, она смогла бы облететь вокруг луны, снять фотографию с невидимой ее части и затем вернуться на землю.

Ракета *RH IV*—подобна *RH III* и предназначается для переброски почты на земле (с применением парашюта).

Ракеты *RH III* и *IV* сначала поднимаются на высоту 6 км при помощи воздушных шаров или вспомогательных ракет, или, наконец, запускаются с высоких гор.

Подробные подсчеты произведены для ракеты *RH V*, которая взлетает с воды ($H=0$) и летит по вертикали до 25 км и далее по кривой. Начальный вес — 30 т, конечный — 3 т, площадь миделя — 8 м², коэффициент формы $\frac{1}{4}$, вертикальное ускорение — 30 м/сек². Эта ракета могла бы служить головною для составных: *RH VI*, *VII*, *VIII*.

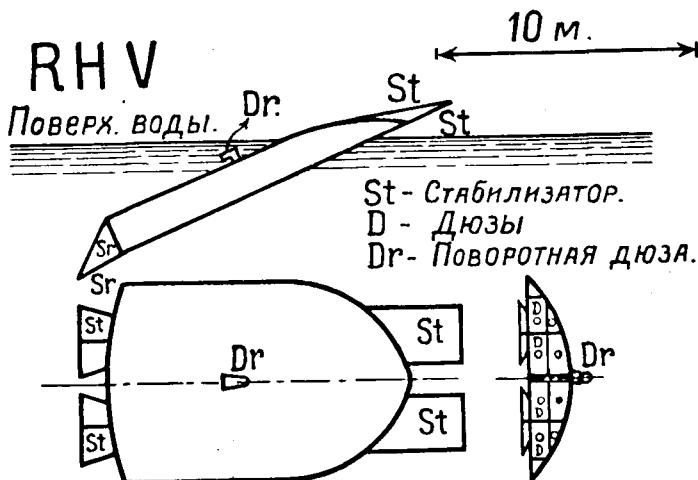
На черт. 130 изображен общий вид ракеты *RH V*. Длина ее—12 м, ширина—8 м, высота—1,5 м. При скорости извержения гремучего газа 4 км/сек., скорость полета—9,2 км/сек. Несет от 2 до 4 человек и взлетает и спускается на воду. Подобная ракета, взлетая при помощи добавочных ракет *RH VI*, или *VII*, или *VIII*, могла бы облететь луну и спуститься на землю. Спуск может производиться следующим образом. При входе в атмосферу со скоростью 12—13 км/сек. она, при помощи поворотной дюзы, поворачивается плашмя к направлению полета. Воздух тормозит ее движение. Когда скорость полета сделается меньше скорости звука, ракета поворачивается пилотом и идет на планирующий спуск к воде. По воде же она плавает при помощи взрывов остатка горючего.



Черт. 129. Инж. Геффт.

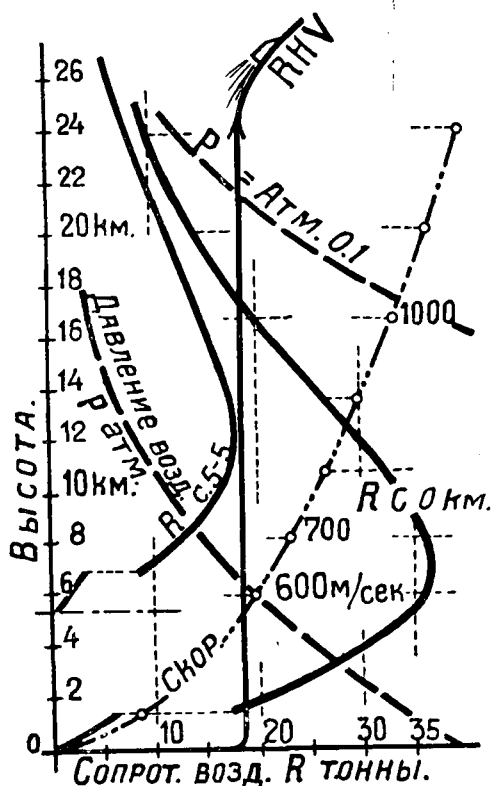
*) Для полета на луну по Геффту на 1 кг, полезного груза надо 20 кг, горючего.

На черт. 131 изображены обстоятельства взлета ракеты. По абсциссе отложены сопротивление воздуха движению ракеты RHV в t . при взлете



Черт. 130. Ракета Геффта RHV.

с ускорением 30 m/sec^2 . Далее кривая изображает изменение атмосферного давления с высотой. Еще кривая изображает нарастание скоростей ракеты. Вверху давление, для ясности, изображено в виде новой кривой в масштабе в 10 раз крупнее. Кривая RHV показывает горизонтальный взлет с воды, загиб вверх до 24 km и наклон по кеплеровскому эллипсу. Кривая RC 5,5 показывает, насколько уменьшается сопротивление воздуха при взлете с высоты $5,5 \text{ km}$. Разрыв кривых „R“ показывает переход к скоростям большим скорости звука.

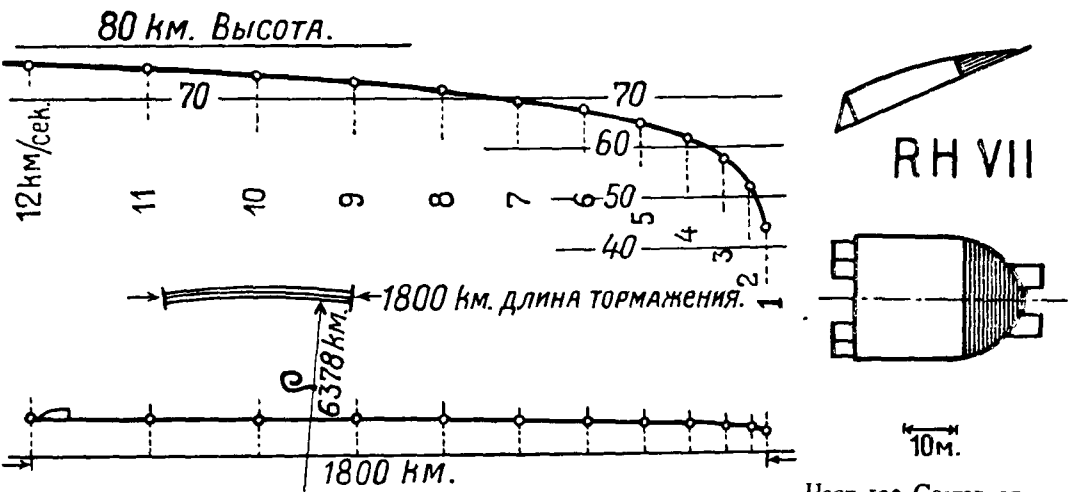


Черт. 131. Обстоятельства взлета ракеты Геффта RHV.

На черт. 132 изображены обстоятельства спуска с торможением при входе в атмосферу со скоростью 12 km/sec . на высоте 80 km (верхний чертеж). Допуская замедление торможением воздуха в 40 m/sec^2 , получим схему снижения на $70, 60, 50, 40 \text{ km}$ по верхнему чертежу, причем уменьшение скорости на 1 km происходит каждые 25 сек . Площадь поперечного сечения ракеты предположена 8 m^2 , вес— 3 t . (RHV). Средний чертеж представляет изгиб земной поверхности, траекторию полета с торможением на протяжении 1800 km в 5 минут (по формуле

$R = v^2 F \gamma / g$). Нижняя кривая показывает общий вид траектории. В конце ее начинается планирование.

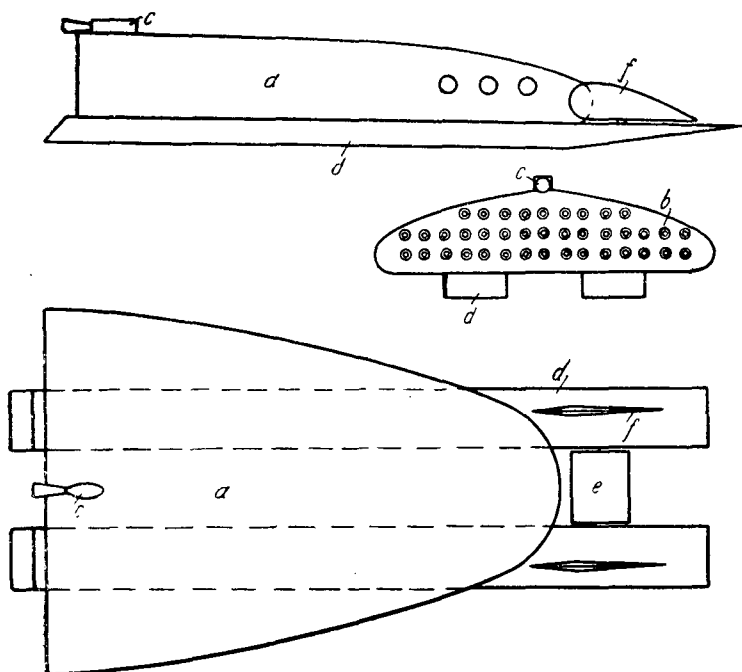
Применяя ракету *RH V* в качестве головной к ракетам *RH VI* и *VII*, получим возможность полета на Марс, Луну и Венеру. На черт. 133 изображены эти ракеты. Верхняя заштрихованная часть изображает головную ракету *RH V*; при взлете на известную высоту нижняя ракета



отделяется и, управляемая пилотом, спускается на воду. Верхняя же летит дальше. В ракете *RH VIII* добавляется еще одна ракета и вес ее при взлете будет 12000 *t*, скорость *RH V* при этом достигнет 27,6 *km/sec*.

Д а н н ы е р а к е т .	<i>RHVI.</i>	<i>RHVII.</i>
Число ракет	2	2
Длина <i>m.</i>	26,4	32,5
Ширина „	17,6	21,6
Высота „	3,3	4
Вес при взлете:		
всей <i>t.</i>	300	600
головной „	3	3
в конце работы вспомогательной „	60	60
в начале полета головной „	30	30
Скорость при		
отпадения вспомогательной ракеты		
4 · 1,6 <i>km/sec</i>	6,4	4 · 2,3=9,2
головной 4 · 2,3 „	9,2	4 · 2,3=9,2
полная „	15,6	18,4

На черт. 134 изображена более подробная схема реактивного корабля Геффта с двумя поплавками (d) для взлета с воды. В сущности она представляет собою летящее крыло (a) (с кабиной внутри) сзади которого имеется серия ракет (в). Поворотная дюза (с) служит рулем бокового равновесия, e—руль высоты, f—поворотов. Вес при взлете 30 t, при посадке—3 t. Площадь крыла 100 m², посадочная скорость—34,7 m/sec.



Черт. 134. Ракета Геффта.

Реактивный взлет самолетов.

Инженер А. Прелл, изучая условия облегчения старта тяжелых самолетов, предложил использовать реакцию газа или воды, выбрасываемых назад с самолета с большой скоростью при помощи взрыва горючей смеси (как в газовой турбине Гимпфрея). Полученная тяга достигает значительной величины. Например, при скорости самолета в 20 m/sec и давлении во взрывной камере 5 atm скорость вылетающей струи воды будет

$$v = \sqrt{2g \cdot 5 \cdot 10} = 31 \text{ m/sec}$$

что, при площади выходного отверстия 200 cm² даст реакцию

$$R = \frac{0,02 \cdot 31 \cdot 1000}{9,81} (31 - 20) = 680 \text{ kg}.$$

При работе этого двигателя в продолжение 4 сек. будет выброшено 2720 kg. Так как в конце разбега скорость будет увеличиваться, то придется увеличивать давление, доведя его хотя бы до 10 atm. Недостатком этого способа является значительный вес воды, который придется брать с собою, и, поэтому, он был бы целесообразен лишь для

гидросамолетов, так как последние могут забирать воду и выбрасывать затем ее назад и даже вниз.

В 1926 г. в Англии капитан Роберте построил и производил опыты с реактивным самолетом.

Опыты полета ракетных самолетов и их моделей.

В журнале Z. F. M. (1928 год) появилось описание опытов полета ракетных самолетов и их моделей, произведенных исследовательским институтом Рен-Розиттенского О-ва. Описание включает в себе две статьи: 1) Липпиша (A. Lippisch) „Технический обзор“ и 2) Стамера (Fr. Stamer) „Полеты“.

Приведем содержание этих статей.

I. ТЕХНИЧЕСКИЙ ОБЗОР.

Опыты начались по инициативе М. Вальера, Ф. Сандера и фирмы Г. Оппеля с самолетом „Утка“ (Ente) и состоялось 10 и 11 июня 1928 г. в Вассеркуппе.

Ракеты были доставлены пиротехнической фабрикой „Sirius“ Ф. Сандера (Везермюнде) и были следующих сортов:

1. Для модели:

а) Стартовая ракета с тягой 75 kg и продолжительностью горения 3 сек.

в) Стартовая ракета с тягой 175 kg и продолжительностью горения 3 сек.

с) Ракета с длительным действием с тягой 3 kg и продолжительностью горения 30—40 сек.

2. Для самолета:

а) Стартовая ракета с тягой 360 kg и продолжительностью горения 3 сек.

в) Для длительного действия с тягой 20 kg и продолжительностью горения 30 сек.

Вес этих ракет доходил до 6 kg и по сгорании уменьшался на 70%.

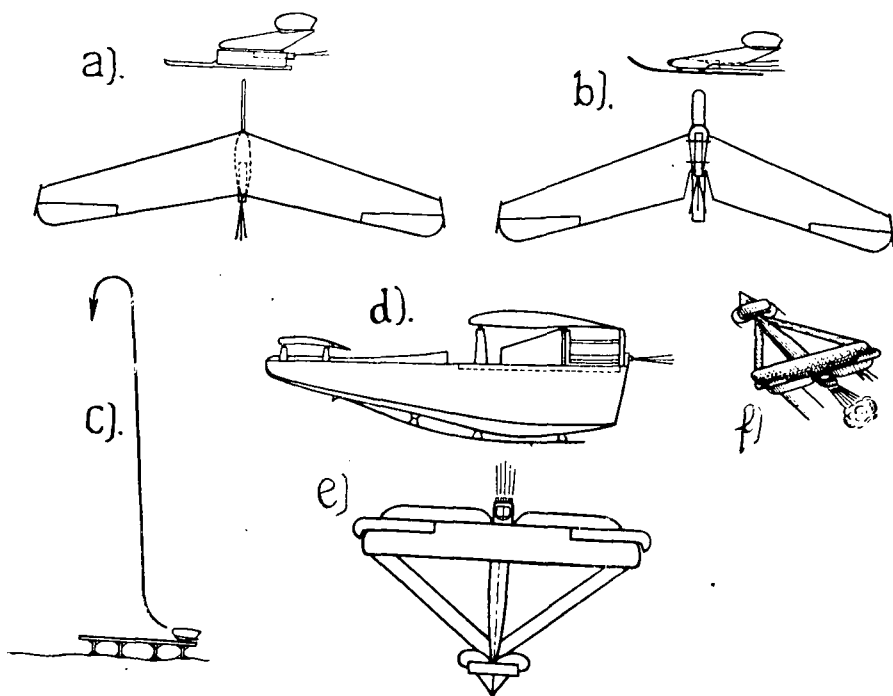
Сначала опыты производились с моделью самолета № 4 (Аист—Storch), с 2 ракетами, расположенными одна на другой под крылом (черт. 135а). При работе 75 kg стартовой ракеты произошел крутой взлет (черт. 135с), благодаря эксцентрициценту между тягой и сопротивлением воздуха. Второй опыт был произведен с 5 kg ракетой длительного действия, помещенной над крыльями модели, но был также неудачен, благодаря неустойчивости модели. Третий опыт производился с перестроенной моделью (черт. 135в). Ракета помещалась между крыльями, которые были в плане расположены под большим углом к линии размаха, и, кроме того, было изменено оперение.

Модель с незажженной ракетой сначала была испытана во взлете при помощи резинового шнура, и опыт вполне удался. Затем модель была запущена с 5 kg ракетой длительного действия при помощи шнура. Модель немного, но устойчиво, пролетела и плавно спустилась вблизи старта.

При втором опыте вместо шнура применялась стартовая ракета с тягой 175 kg. Было получено ускорение в 12 раз больше земного при весе модели 14—15 kg. При контакте ракета как бы выстрелила и поднялась круто на высоту 80—100 m и, по прекращении работы ракеты, скользнула на крыло, перешла в планирование и плавно спустилась.

Третий опыт с той же моделью был также при действии 175 kg стартовой ракеты. Чтобы помешать крутому взлету и достичь большой скорости, оперение было поставлено на крутое планирование. Модель взлетела более полого и с большей скоростью (до 500 km/h), но при прекращении горения упала почти вертикально и сломалась.

Опыты показали, что полеты моделей с ракетами при надлежащей центровке, могут быть вполне удачными, и что можно перейти к полету человека на самолете „Утка“, у которого статическая устойчивость и выносливость к большим ускорениям лучше, чем у бесхвостых типов. Схема самолета показана на черт. 135d. Общий вид самолета в полете



Черт. 135. Реактивные самолеты.

изображен на черт. 136. Ракеты были расположены посредине конца фюзеляжа, при чем сначала их предполагалось заключить в металлический ящик, однако, в виду задержки в установке его, их поместили без ящика.

Установка состояла из 2 ракет. Получающийся при одновременном действии их момент должен был уравниваться рулем направлений. Воспламенение производилось пилотом при помощи электричества. Так как ракеты находились далеко сзади центра тяжести, то, для уравнивания, на носу фюзеляжа помещался противовес, который при прекращении горения, мог быть перемещен или сброшен.

Для самого полета достаточны были ракеты длительного действия с тягой 12—20 kg, соответствующей мощности 7—8 HP. От применения же стартовой ракеты с тягой в 360 kg пока отказались, в виду ожидавшихся больших ускорений.

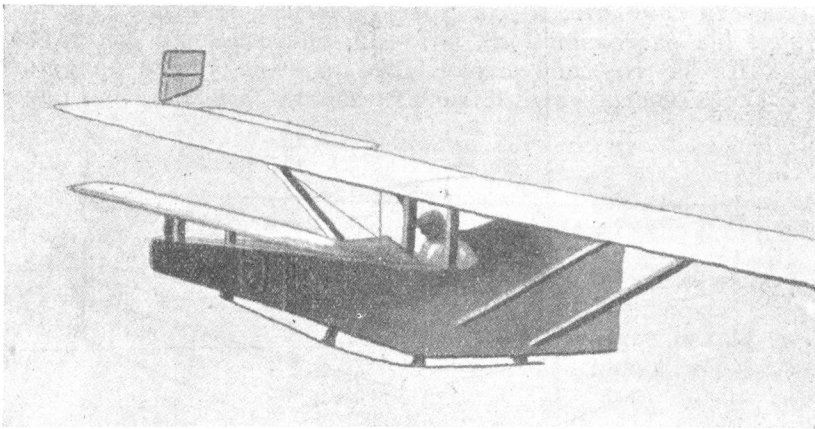
2. ПОЛЕТЫ.

Сначала полет был произведен с двумя ракетами в 12 и 15 *kg* тягой. Запуск делался при помощи резинового шнура.

Первый старт был неудачен. Самолет не оторвался от земли и даже при воспламенении ракеты с тягой в 12 *kg* не поднялся.

При втором опыте были применены 15 и 20 *kg* ракеты. Самолет при помощи шнура и 15 *kg* ракеты взлетел свободно, но полетел не горизонтально, а наклонно, спускаясь, и приземлился в расстоянии 200 *m*, без работы второй 20 *kg* ракеты.

Третий опыт был с применением двух 20 *kg* ракет. Самолет при помощи шнура и одной ракеты хорошо оторвался от земли. Пролетев 200 *m* при некотором подъеме, пилот повернул вправо на 45° и еще пролетел 300 *m*. Затем был сделан еще поворот вправо на 45° . После



Черт. 136. Реактивный самолет в полете.

этого первая ракета окончила работу, и была заложена вторая, при помощи которой пилот пролетел еще 500 *m*, сделал поворот вправо на 30° и через 200 *m* спустился по прекращении работы ракеты. Полная длина полета была около 1300—1500 *m*. Продолжительность полета 40—80 сек. Взлет происходил почти незаметно. Тяга была почти равномерной. Горение ракеты было хорошо слышно. Эксцентричность тяги легко уравнивалась рулем направлений. Полет был приятен, благодаря отсутствию вибраций и вращающего момента мотора.

Следующий полет происходил с двумя 20 *kg* тяги ракетами, которые должны были зажигаться последовательно. Взлет произошел хорошо при помощи резинового шнура и при подъеме была зажжена первая ракета—через 1 или 2 секунды эта ракета взорвалась. Из нее вырвалось 4 *kg* пороха, и подожгла самолет. Пилот пошел на планирование, благополучно спустился и почти уже потушил пожар, но при этом, благодаря порче изоляции, воспламенилась вторая ракета, подожгла вновь самолет и последний совершенно сгорел.

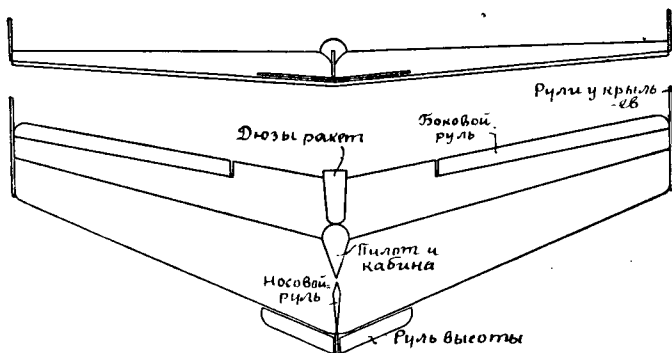
Можно предположить, что взрыв первой ракеты произошел благодаря нарушению правильности забивки при тряске автомобиля.

В заключение пилот делает следующие выводы:

1. Ракеты должны быть изолированы от горючих частей самолета.
2. Ракеты должны быть прочно прикреплены к самолету.
3. Горящая струя не должна касаться горючих частей самолета.
4. Провода зажигания должны быть хорошо изолированы.
5. Кроме обыкновенного регулятора зажигания должен быть еще другой, который бы выключал ток при неправильной работе ракет.
6. Каждая ракета должна сидеть в своем стальном гнезде (гильзе) и при взрыве вылетать с гильзой назад.
7. Эти гильзы должны быть изолированы друг от друга и не нагреваться при горении соседних ракет.
8. Особенное внимание должно быть обращено на работу электрических зажигателей для предупреждения случайных контактов при агрегате ракет.

В общем полет самолета с ракетным двигателем вполне возможен.

В самолете „Утка“ центр тяжести ракет лежал около 1 м сзади центра тяжести самолета, и для уравнивания помещался на носу фюзеляже груз (на расстоянии 2 м), который, при сгорании ракет, мог перемещаться. Длина горящей струи доходила до 1 м и присутствие ее требует специального устройства или хвоста самолета, или расположения ракет.



Черт. 137. Реактивный аэроплан по Шершевскому.

Другие опыты с ракетными двигателями.

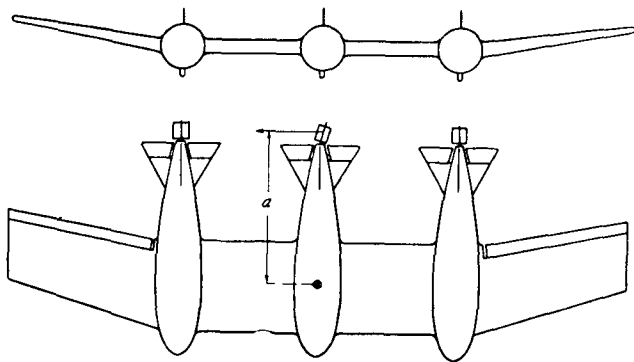
В 1928 г. на Тегернском озере в Германии были произведены опыты с небольшой моделью ракетного порохового двигателя. Модель поднималась на высоту 10 км (?) при максимальной скорости 211 м/сек.; предложено построить регистрирующую ракету для подъема на 150 км.

В 1928 г. авиационная фирма Рааб-Катценштейн (в Касселе) в лице шеф-пилота ее Рааба вошла в соглашение с фирмой Опеля на предмет постройки а затем и полетов реактивного самолета. Для этой цели был намечен спортивный самолет марки R. K., небольшой биплан „Grasmücke“ со следующими видоизменениями: он переделан в тип „Канар“, с передним рулем высоты, а сзади фюзеляжа предположено устройство ракет (черт. 135 е и f). 26 мая 1928 г. близ р. Дуная инженером Бизай были произведены опыты с моделью небольшого ракетного моноплана (размах 0,8 м). Опыты производились о-вом планеризма (Akaflugverein) в Вене. Самолет был металлический с одной ракетой фабрики Сириус, скорость

была 41,7 км/ч. (по другим сведениям в нем было 24 ракеты и скорость 158 км/ч.). Подобные же опыты были сделаны с моделями в Магдебурге.

В Чехословакии инж. Лёви производил опыты с реактивными повозками. Горючим служил бензин.

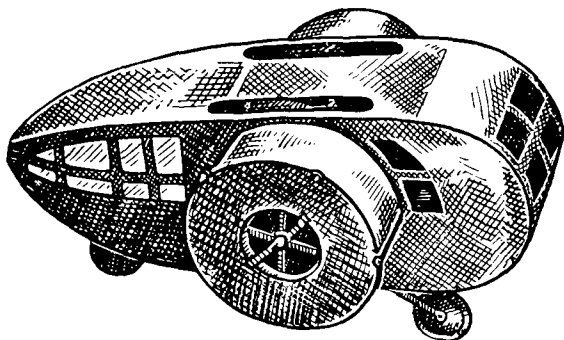
Ракетный аэроплан по Шершевскому должен иметь следующие очертания. В нем не должно быть особой гондолы, как у обыкновенного



Черт. 138. Схема реактивного аэроплана с тремя фюзеляжами.

самолета, и все должно помещаться в крылах. Дюзы ракет располагаются сзади (черт. 137).

На черт. 138 изображена схема самолета с тремя фюзеляжами, в конце которых должны быть реактивные двигатели; там же показаны и рули для поворота аппарата в безвоздушном пространстве силою давления вытекающих газов. По бокам хвостов фюзеляжей видны и рули высоты



Черт. 139. Жироптер Шапеделена.

и поворотов при полете в воздухе. Наконец по концам крыльев имеются рули бокового равновесия.

В 1928 г. французский изобретатель Жан Шапеделен предложил проект и построил модель жироптера, в котором отчасти использован принцип реактивного движения (черт. 139). Аппарат состоит из гондолы на колесах. Помещенный внутри мотор (40 HP) всасывает воздух через продолговатые отверстия в крыше, образуя разрежение, поддерживающее аппарат в воздухе. Далее воздух боковыми турбинами гонится

вбок или назад, создавая реактивное движение вбок или вперед. Отверстия, через которые воздух втекает в аппарат, пилот может по желанию открывать и закрывать, создавая таким образом разные моменты сил, необходимые для управления аппаратом.

Построенная модель в $\frac{1}{10}$ н. в. имела в длину 48 см., в ширину 24 см., электромотор ее $\frac{1}{7}$ Н. Р и две турбины были диаметром 15 см. и шириною 6 см. Вес ее—750 g. При работе турбин со скоростью 7000 об. в мин. модель легко отрывалась от земли и стояла в воздухе. Ток подавался с земли по проводу. Подъемная сила была 5 kg на 1 НР.

ГЛАВА IV.

Элементы теории реактивного двигателя.

Теория реактивного двигателя в применении к полету ракет в настоящее время дана в работах Циолковского, Оберта, Годдара, Гоманна и др. и приводится нами в следующих книгах. Здесь же, помимо некоторых теоретических соображений, приведенных уже выше (работы Лорана и Горохова), приводятся три теоретических справки по этому вопросу: Роста, Држевецкого и Поповатца, каковые отчасти обрисовывают работу двигателя прямой реакции и отчасти (Држевецкий) показывает его родство с другими двигателями летательных аппаратов (геликоптер).

а) Теория Роста.

Представим себе сосуд на колесах (черт. 140), в котором при помощи вентилятора поддерживается постоянное давление воздуха h . Внизу сосуда устроен клапан e . Когда он закрыт, то на его площадь F будет действовать давление Fh . Когда же он будет открыт, то воздух будет вытекать из отверстия со скоростью

$$c_a = \sqrt{\frac{2g}{\gamma} h} = \sqrt{\frac{2 \cdot 9,81}{1,296} h} = 3,961 \sqrt{h} \text{ м/сек}$$

На площадку стенки сосуда, противоположную отверстию, будет действовать то же давление Fh . Кроме того должно действовать в сосуде добавочное давление Fh , которое сообщало бы воздуху скорость Ca . Поэтому на упомянутую стенку будет действовать давление

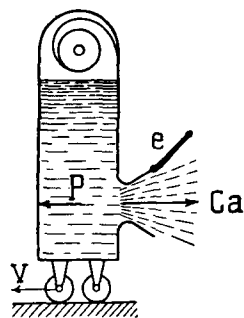
$$P = 2Fh; \text{ но } h = \frac{v^2 \gamma}{2g},$$

поэтому

$$P = \frac{\gamma}{g} F v^2 = \approx 0,13 F v^2.$$

Если сосуд будет двигаться влево со скоростью v , соответствующей давлению h , то $Ca = 0$ и сила реакции будет равна статическому давлению Fh или

$$P = \frac{v^2 \gamma}{2g} F.$$



Черт. 140. К теории Роста.

Если из устья ракеты поперечного сечения F вытекает масса газа со скоростью v m в сек., равная $M = 0,13 F \cdot v$, обладающая энергией

$$\frac{Mv^2}{2} = \frac{0,13 F \cdot v^3}{2},$$

то для получения ее необходимо в двигателе развить

$$B = \frac{0,13 \cdot F \cdot v^3}{2 \cdot 75 \cdot \eta} \text{ HP}, \quad (1)$$

где η —коэффициент полезного действия двигателя.

Сила реакции

$$P = 2Mv = 2 \cdot 0,13 \cdot Fv^2 \text{ kg} \quad (2)$$

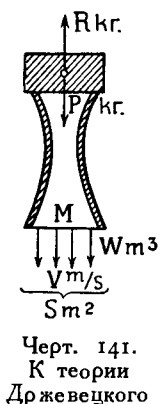
При делении (2) на (1) получаем движущую силу в kg на 1 HP

$$\frac{P}{B} = \frac{2 \cdot 75 \cdot \eta}{v} \quad (3)$$

В 1908 г. в Германии Маврикий Познанский предлагал построить летательный аппарат по этому принципу, при чем сжатый воздух, доставляемый компрессорами, должен был истекать вниз.

Сделаем несколько подсчетов, оценивающих подобный аппарат.

При $V = 1$ m/sec на 1 HP по формуле (3) и при $\eta = 0,5$ придется 75 kg . Однако при этом $F = \infty 290$ m^2 или на 100 kg подъемной силы $F = 390$ m^2 . При $V = 20$ m/sec получим на 1 HP $P = 3,75$ kh и $F = 0,036$, что дает при $P = 100$ kg ; $F = \infty 1$ m^2 .



б) Теория Држевецкого.

Предположим, что требуется поддержать в пространстве аппарат весом P kg (черт. 141).

Пусть для этого из аппарата отбрасывается газ (или воздух) со скоростью v m/sec . Пусть плотность воздуха 1,29 kg . Для поддержания аппарата в пространстве необходимо, чтобы реакция, возникающая благодаря выбрасыванию газа, равнялась весу аппарата P , т. е.

$$R = P \quad (1)$$

Так как количество движения равно импульсу силы, то

$$P \cdot 1_{сек.} = M \cdot v \quad (2)$$

где M — есть масса выброшенных газов в секунду.

Объем этой массы будет

$$W = \frac{Mg}{1,29} = \frac{M \cdot 9,81}{1,29} = \infty 8M,$$

Но из (2):

$$M = \frac{P}{v},$$

поэтому

$$W = 8 \cdot \frac{P}{v} m^3.$$

Площадь поперечного сечения газовой струи равна

$$S = \frac{W}{v} = 8 \frac{\rho}{v^2} m^2 \quad (3)$$

Давление ψ , под которым вырывается газ, определяется из формулы

$$v = \sqrt{\frac{2g}{1,29} \psi},$$

откуда

$$\psi = \infty \left(\frac{v}{4} \right)^2 \text{ в } mm \text{ вод. столба.}$$

Полное давление по всей площади S струи равно

$$\pi = \psi \cdot S = \left(\frac{v}{4} \right)^2 8 \frac{\rho}{v^2} = \frac{\rho}{2} kg$$

(Слой воды в 1 mm на 1 m^2 весит 1 kg).

При скорости v m/sec производимая полезная работа будет:

$$T = \pi v = \frac{\rho v}{2} kg|m$$

или в лошадиных силах

$$\frac{\rho v}{150} HP \quad (4)$$

Если коэффициент полезного действия винта или иного движителя ρ , то

$$T_m = \frac{\rho v}{\rho \cdot 150} HP. \quad (5)$$

Рассмотрим разные случаи поддержания:

Геликоптер. Пусть коэффициент полезного действия винта $\rho = 0,8$. Вес аппарата $P = 500$ kg . Площадь винтов $S = 10$ m^2 . Тогда по формуле (3) : $v = 20$ m/sec , а по формуле (5) необходимая мощность равна:

$$T_m = \frac{500 \cdot 20}{0,8 \cdot 150} = 83 HP.$$

Ракета: $v = 3000$ m/sec ; $\rho = 0,5$;

$$T_m = \frac{500 \cdot 3000}{0,5 \cdot 150} = 20000 HP.$$

Эту мощность дают взрывчатые вещества, но при малом весе лишь на короткое время.

Примечание: Из формулы (5) следует, что для уменьшения мощности Tm выгодно уменьшать скорость v . Но по формуле (3) при этом увеличивается сильно сечение струи S , что влечет за собою громоздкость и вес аппарата. И лишь практика покажет наивыгоднейшие отношения между S и v .

с) Теория Поповатца.

Предположим, что 1 kg газа имеет при взрыве x атмосфер и расширяется в окружающем воздухе всецело, развивая некоторую живую силу. Пусть t_0 — абсолютная температура воздуха и t_1 температура после взрыва при постоянном объеме, так что $t_1 = xt_0$.

Обозначая через C_v удельную теплоту газа при постоянном объеме получим количество тепла, полученного при взрыве 1 *kg* газа.

$$c_v (t_1 - t_0).$$

В конце расширения газ сохраняет температуру $t_2 > t_0$. Для закрытия цикла необходимо затратить на охлаждение количество тепла

$$c_p (t_2 - t_0),$$

где C_p — удельная теплота того же газа при постоянном давлении. В полезную работу превращается таким образом

$$c_v (t_1 - t_0) - c_p (t_2 - t_0) \text{ единица тепла.}$$

Обозначая механический эквивалент тепла через E , имеем полученную энергию

$$L = E c_v t_0 \left[\frac{t_1}{t_0} - 1 - \frac{c_p}{c_v} \left(\frac{t_2}{t_0} - 1 \right) \right] \text{ ккал/кг.}$$

Допуская, без особой погрешности, расширение по адиабате, т. е. имея

$$\frac{c_p}{c_v} = \gamma; t_2 = \frac{t_1}{x^{\frac{1}{\gamma-1}}} = t_0 x^{\frac{1}{\gamma}} \text{ и } E c_v = \frac{R}{\gamma-1},$$

где R — постоянная, получим:

$$L = \frac{R t_0}{\gamma-1} \left(\gamma - 1 + x - \gamma x^{\frac{1}{\gamma}} \right).$$

Здесь L — работа, необходимая для сообщения частицам газа, весящего 1 *kg*, скорости истечения, которая, вообще говоря, для разных частиц разная.

Обозначая их среднюю скорость через v , имеем:

$$L = \frac{v^2}{2g},$$

где g — ускорение силы тяжести. Тогда имеем:

$$v^2 = \frac{2g R t_0}{\gamma-1} \left(\gamma - 1 + x - \gamma x^{\frac{1}{\gamma}} \right).$$

Сделаем численный пример: $g = 9,81$; $R = 29,3$; $t_0 = 290$; $\gamma = 1,4$.

1) Если $v = 250 \text{ м/сек}$, то $x = 2,24$. Отдача двигателя будет:

$$\rho = \frac{c_v (t_1 - t_0) - c_p (t_2 - t_0)}{c_v (t_1 - t_0)} = 1 - \gamma \frac{x^{\frac{1}{\gamma}} - 1}{x - 1} = 0,12$$

и это даже без учета потерь на нагревание стенок двигателя.

2) Если $v = 1000 \text{ м/сек}$, то $x = 8 \text{ атм.}$ и $\rho = 0,33$.

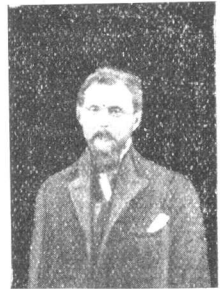
В общем реактивный двигатель в обычных условиях полета является более расточительным, чем пропеллерный. Однако, он имеет преимущества в весе, объеме и при больших скоростях полета.

ГЛАВА V.

Работы Д. П. Рябушинского.

а) Предисловие.

Д. П. Рябушинский (черт. 142) работает в области различных вопросов гидро и аэромеханики, авиации и воздухоплавания с 1904 года, когда им был основан Аэродинамический Институт в Кучино, близ г. Москвы. С 1906 по 1914 г. им было выпущено пять выпусков (бюллетеней) трудов этого Института, в котором большинство работ принадлежит ему самому. Выпуск 6-й появился уже за границей (Париж—1920 г.). В этом выпуске Д. Рябушинский поместил оригинальную статью по теории ракет и описывает свои опыты над ракетами и реактивными пушками, произведенные в 1916 году в Кучино, но не опубликованные до сего времени. В виду интереса представляемого этой статьей, мы помещаем ниже ее полный перевод.



Черт. 142
Д. П. Рябушинский.

б) Теория ракет.

Статья Д. П. Рябушинского, помещенная в выпуске 6-м трудов Аэродинамического Института в Кучино.

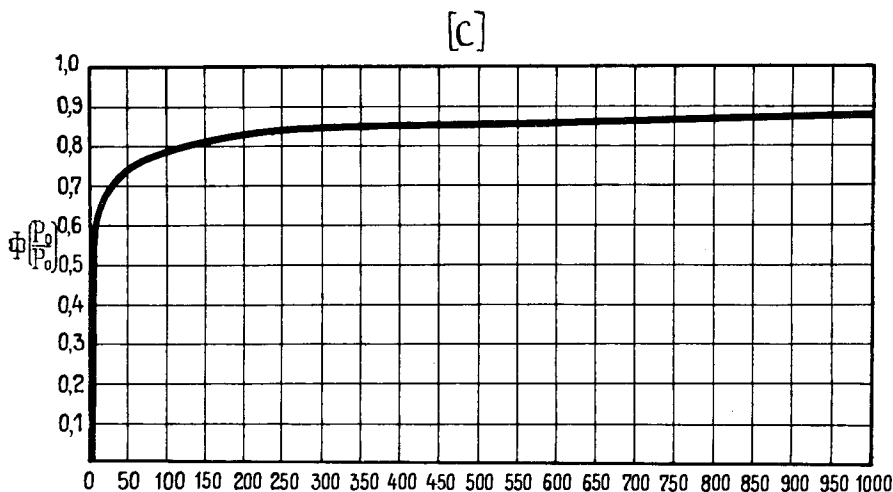
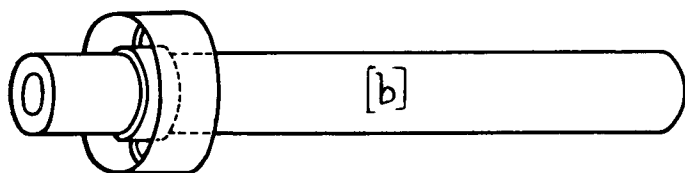
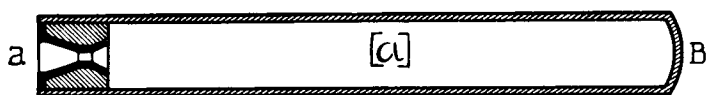
1. Пневматическая ракета генерала Поморцева.

Пневматическая ракета генерала Поморцева состоит из стальной трубы (черт. 143а), один конец которой (В) закрыт, а другой (а) имеет сопло (поверхность сходящуюся и расходящуюся). Отверстие (а) закрыто пробкой, которая при помощи остроумного приспособления может быть открыта в любой момент. При опытах, произведенных в Институте, воздух в этой ракете сжимался до 100—125 атмосфер, и в нее вводили бензин или эфир, чтобы образовать взрывчатую смесь, или помещали в нее порох. Для метания этих ракет Поморцев снабжал их своими известными стабилизаторами (черт. 143б и 19д) и пользовался станком, который он применял при опытах с обыкновенными ракетами.

Поморцев не мог закончить своих опытов; он скончался в июне 1916 г. от болезни сердца, которой он давно страдал. Он был одним из известных пионеров воздухоплавания в России, автором многочисленных работ по авиации и метеорологии и обладал возвышенной душой, сохранив до самой смерти в своих научных изысканиях юношеский энтузиазм.

По желанию Поморцева я продолжал его изыскания после его смерти. Настоящая работа и является результатом моих работ. Я применяю к расчету ракеты Поморцева известную теорию истечения сжимаемой жидкости из сосуда, при чем давление в нем уменьшается по мере истечения газа.

Опыты в общем подтверждают эту теорию. К сожалению я не могу опубликовать результаты опытов (оставшиеся в Кучино).



Черт. 143. Ракеты Поморцева.

2. Изменение давления в ракете в функции времени.

Обозначим через P начальный вес воздуха, сжатого в ракете, через q — вес воздуха, вытекающего через ее отверстие в единицу времени в момент t . Полагая процесс по адиабате, можем написать:

$$\frac{P - \int_0^t q dt}{P} = \frac{p_t}{p_0} = \left(\frac{p_t}{p_0} \right)^{\frac{1}{\gamma}}, \quad (1)$$

где S_t и p_t плотность и давление внутри ракеты в момент t , и S_0 и p_0 те же величины в начальный момент $t = 0$, когда открывается отверстие ракеты.

Обозначим через S_m —площадь минимального отверстия у выхода из ракеты; u_m и ρ_m —соответствующие ей скорость и плотность, и g —ускорение силы тяжести, тогда имеем:

$$q = S_m u_m \rho_m g. \quad (2)$$

Согласно теории истечения газов, когда отношение давления p_t к внешнему давлению p_a удовлетворяет неравенству

$$\frac{p_t}{p_a} > \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = 1,9, \quad (3)$$

имеем:

$$p_m = p_t \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}, \quad (4)$$

$$\rho_m = \rho_t \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}}, \quad (5)$$

$$u_m = \left(\frac{dp}{d\rho} \right)_m^{\frac{1}{2}} = \left(\frac{2\gamma}{\gamma + 1} \frac{p_t}{\rho_t} \right)^{\frac{1}{2}}, \quad (6)$$

поэтому

$$q = S_m g \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma + 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{2}{\gamma - 1}} p_t \rho_t} = B \rho_t^{\frac{\gamma + 1}{2\gamma}}, \quad (7)$$

где

$$B = S_m g \left[\frac{2\gamma}{\gamma + 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \rho_0 p_0^{-\frac{1}{\gamma}} \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (8)$$

Подставляя (7) в (1), получаем:

$$P - \int_0^t B \rho_t^{\frac{\gamma + 1}{2\gamma}} dt = P \left(\frac{p_t}{p_0} \right)^{\frac{1}{\gamma}},$$

откуда, взяв производную имеем:

$$-\frac{1}{\gamma} \frac{B p_0^{\frac{1}{\gamma}}}{p} dt = p_t^{\frac{1 - 3\gamma}{2\gamma}} dp_t. \quad (9)$$

Интегрируя выражение (9) и имея в виду, что для $t = 0$ и $p_t = p_0$ получим:

$$p_t = p_0 \left[1 - \frac{1 - \gamma}{2} \frac{B}{p_0} p_0^{\frac{1 + \gamma}{2\gamma}} t \right]^{\frac{2\gamma}{1 - \gamma}}. \quad (10)$$

Заменяя в этой формуле B его значением (8) и полагая

$$P = S l \rho_0 g, \quad (11)$$

где S — есть площадь нормального сечения ракеты, l — ее длина, можно написать:

$$p_t = \frac{p_0}{(1 + At)^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}}, \quad (12)$$

где, для упрощения, положено:

$$A = \frac{\gamma-1}{2} \left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \frac{S_m}{S \cdot l} \left(\frac{p_0}{p_0} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (13)$$

Обозначая через t промежуток времени, в течение которого давление внутри ракеты сравняется с давлением p_a вне нее, можно написать:

$$t = \frac{1}{A} \left[\left(\frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{1-\gamma}{2\gamma}} - 1 \right] \quad (14)$$

Исключая A из формул (12) и (14), получим:

$$\rho_t = \frac{p_0}{\left\{ 1 + \left[\left(\frac{p_0}{p_a} \right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}} - 1 \right] t \right\}^{\frac{2\gamma}{\gamma-1}}} \quad (15)$$

Формулы (14) и (15) выведены в предположении, что расход постоянно определяется выражением (7). В действительности, когда давление p_t перестанет удовлетворять условию (3), т. е. когда

$$p_t < 1,9 p_a \quad (16)$$

закон истечения будет иной. Однако, принимая во внимание, что давления, определяемые неравенством (16), сравнительно малы, можно этим обстоятельством пренебречь, так как оно весьма мало влияет на полный импульс, сообщенный ракете, каковой нас в этой работе главным образом и интересует.

При получении этих формул мы должны сделать следующие гипотезы.

1°. В сопле член $\frac{\partial u}{\partial t}$ уравнения Эйлера достаточно мал по сравнению с членами $u \frac{\partial u}{\partial x}$ и $\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x}$, чтобы его можно было исключить.

2°. Скорости внутри ракеты весьма малы по сравнению с таковыми же в сопле; поэтому первые считаются, как нулевые.

3°. Давление внутри ракеты в данный момент всюду одинаково.

3. Изменение реакции в функции времени.

Для определения реакции ракеты, следует умножить массу $\frac{q}{g}$, вытекающую через ее отверстие в секунду, на скорость u_a , соответствующую разности давления $p_t - p_a$.

Эта скорость определяется по формуле Сен-Венана:

$$u_a = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{p_t}{\rho_t} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_t} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}.$$

Поэтому:

$$R = \frac{1}{g} \cdot q u_a = 2 S_m p_t \sqrt{\frac{\gamma^2}{\gamma^2 - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{2}{\gamma - 1}} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_t} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]}$$

или, принимая во внимание (12)

$$R = \frac{2 S_m p_0 \sqrt{\frac{\gamma^2}{\gamma^2 - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{2}{\gamma - 1}} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} (1 + At)^2 \right]}}{(1 + At)^{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}}} \quad (17)$$

Полагая в этой формуле $t = 0$, получим начальную реакцию:

$$R_{\max} = 2 S_m p_0 \sqrt{\frac{\gamma^2}{\gamma^2 - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{2}{\gamma - 1}} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} \quad (18)$$

4. Доказательство теоремы, что импульс, сообщенный ракете, не зависит от площади сечения S_m сопла.

Принимая во внимание формулу (7), получаем выражение для импульса, сообщенного ракете расширением газа:

$$I = \int_0^t R dt = \int_0^t 2 S_m p_0 \frac{\sqrt{\frac{\gamma^2}{\gamma^2 - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{2}{\gamma - 1}} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} (1 + At)^2 \right]}}{(1 + At)^{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}}} dt \quad (19)$$

Докажем, что I не зависит от величины площади S_m сечения сопла.

Выражения (13) и (15) позволяют написать:

$$A = a S_m,$$

$$t = \frac{b}{S_m},$$

где a и b не зависят от S_m .

Введем новую переменную $t_1 = S_m \cdot t$ и преобразуем выражение (19) в следующее:

$$I = \int_0^{b 2 p_0} \frac{\sqrt{\frac{\gamma^2}{\gamma^2 - 1} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{2}{\gamma - 1}} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} (1 + at_1)^2 \right]}}{(1 + at_1)^{\frac{2\gamma}{\gamma - 1}}} dt.$$

Вторая часть этого выражения не зависит от S_m , а следовательно и I от S_m не зависит, что и требовалось доказать.

5. Определение импульса, сообщенного ракете.

Введем новую переменную

$$\eta = \left(\frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}} (1 + At) \quad (20)$$

и преобразуем выражение (19) в следующее:

$$I = \int_0^t \frac{2p_a S_m \sqrt{\frac{\gamma^2}{\gamma^2-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{2}{\gamma-1}}}}{\left(\frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}} A} \frac{V \sqrt{1-\gamma_1^2}}{\gamma_1^{2\gamma}} d\eta \quad (21)$$

Если $\gamma = 1,4$ то этот интеграл можно выразить в элементарном виде

так как тогда $\left(\frac{\frac{2\gamma}{\gamma-1} + 1}{2} \right)_{\gamma=1.4} = \text{целое число.}$

Принимая обозначения:

$$N = \frac{2p_0 S_m \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \frac{\gamma}{(\gamma^2-1)^2}}{\left(\frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}} A} \quad (22)$$

$$\xi = \left(\frac{p_a}{p_0} \right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}} \quad (23)$$

и полагая $\gamma = 1,4$, можем написать:

$$I = \int_{\xi}^1 N \frac{V \sqrt{1-\gamma_1^2}}{\gamma_1^2} d\eta \quad (24)$$

и полагая:

$$1 - \eta^2 = u^2 \quad (25)$$

интегрируем:

$$\begin{aligned} I &= \int_0^{\sqrt{1-\xi^2}} N \frac{u^2}{(1-u^2)^4} du = \\ &= \int_0^{\sqrt{1-\xi^2}} \frac{N}{32} \left\{ \frac{2}{(u-1)^4} - \frac{1}{(u-1)^2} + \frac{2}{(u+1)^4} - \frac{1}{(u+1)^2} + \frac{1}{u-1} + \frac{1}{u+1} \right\} du = \\ &= \int_0^{\sqrt{1-\xi^2}} N \left\{ \frac{2}{96} \frac{3u^5 - 8u^3 - 3u}{(u^2-1)^3} + \frac{3}{96} \log \frac{1-u}{1+u} \right\} du = \\ &= \frac{1}{3} S_l \sqrt{\frac{2\gamma}{(\gamma-1)^3}} p_0 \rho_0 \left\{ V \sqrt{1-\xi^2} \left(1 - \frac{1}{4} \xi^2 - \frac{3}{8} \xi^4 \right) + \frac{3}{16} \xi^6 \log \frac{1-V \sqrt{1-\xi^2}}{1+V \sqrt{1-\xi^2}} \right\} \end{aligned}$$

Представим это выражение еще в следующей форме:

$$I = \frac{Sl}{3} \sqrt{\frac{2\gamma}{(\gamma-1)^3}} \frac{p_0}{\rho_0} \Phi\left(\frac{p_0}{p_a}\right), \quad (26)$$

где

$$\Phi\left(\frac{p_0}{p_a}\right) = \sqrt{1 - \xi^2} \left(1 - \frac{1}{4}\xi^2 - \frac{3}{8}\xi^4\right) + \frac{3}{16}\xi^6 \log \frac{1 - \sqrt{1 - \xi^2}}{1 + \sqrt{1 - \xi^2}} \quad (27)$$

где ξ выражается формулой (23).

Вид функции (27) изображен на чертеже (143с).

6. Экспериментальная проверка полученных формул.

Для определения импульса опытным путем, я подвешивал ракеты к баллистическому маятнику, отмечал отклонения его, измеряя дальность полета ракеты в свободном полете и получал некоторые кривые давлений при помощи динамометра.

Баллистический маятник не вполне отвечал моим исследованиям, так как импульс, сообщаемый истечением газов из ракеты, не мгновенен; маятник уже отклоняется на значительный угол, а газ еще продолжает истекать.

Это обстоятельство значительно усложняет подсчеты, которые необходимо произвести для определения импульса I .

Чтобы ослабить это неудобство, я предпринял в Институте постройку большого баллистического колеса, 4 м диаметром. Это колесо состояло из рычага, расположенного симметрично относительно оси, вокруг которой он мог вращаться. Ракета прикреплялась к одному (или к обоим) концу этого рычага.

Ось при помощи шариковых подшипников опиралась на две массивные колонны, установленные на кирпичном фундаменте.

Момент инерции этого колеса был настолько велик, что можно было пренебрегать его изменением, обязанным истечению газа.

Скорость и угловое ускорение баллистического колеса могли измеряться хронографом. Таким образом имелись все необходимые элементы для определения реакции и импульса ракет ¹⁾.

Я сожалею, что не имел возможности окончить постройку этого аппарата и применить его к изучению ракет ²⁾.

Три первых метода, упомянутых в начале этого параграфа, дают удовлетворительное подтверждение изложенной выше теории.

7. Влияние дополнительного взрыва.

Рассмотрим теперь случай, как это делает Поморцев, когда в ракете помещается бензин или эфир, которые образуют с сжатым воздухом взрывчатую смесь, или порох, или какое-нибудь иное взрывчатое вещество.

¹⁾ Я уже применял аналогичный метод (измерение условных ускорений) для определения пары, производящей самовращение симметричных поверхностей, и получал результаты, соответствующие теории, несмотря на малую величину самих сил.

Я пробовал в последнее время применить этот метод в лаборатории для изучения ветренных мельниц в Аскове (Дания) к большой мельнице профессора Поль-ля-Кура, но момент инерции этой мельницы был настолько мал по сравнению с парой давления ветра на ее крылья, что малейшие изменения ветра производили в ходе мельницы такие аномалии, которые чрезвычайно усложняли вопрос.

²⁾ Было бы интересно изучить работу двигателей с прямой реакцией, работающих автоматически, подобно бензиновому двигателю.

Для определения импульса I в этом случае, нужно применить формулу (11), или, если приблизительно $\gamma = 1,4$, формулу (26).

Последнюю можно изобразить в виде:

$$I = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{2\gamma}{(\gamma-1)^3}} p_0 v_0 \frac{P}{g} \Phi\left(\frac{p_0}{p_a}\right). \quad (28)$$

Легко вычислить v_0 и, если известна реакция взрыва, то и абсолютную температуру T и давление p_0 . Я считаю, что можно с удобством заменить сжатый воздух порохом. Тогда конструкция ракеты значительно упрощается, так как достаточно положить внутрь ее некоторое количество пороха и плотно закрыть отверстие.

8. Определение дальности полета ракеты.

Обозначим через M —массу ракеты, через m —массу газа, которую она содержит в момент t , и через w —скорость полета ракеты.

Тогда можно написать:

$$(M+m) \frac{dw}{dt} = R,$$

откуда

$$Mw = \int_0^t \frac{Rdt}{1 + \frac{m}{M}} \quad (29)$$

Принимая во внимание формулы (1) и (12), находим:

$$m = \frac{1}{g} \left(P - \int_0^t dtq \right) = \frac{P}{g} \left(\frac{p_t}{p_0} \right)^{\frac{1}{\gamma}} = \frac{m_0}{(1 + At)^{\frac{2}{\gamma-1}}} \quad (30)$$

Подставляя это значение в формулу (29), получаем:

$$Mw = \frac{1}{1 + \frac{m_0}{M(1 + A\tau)^{\frac{2}{\gamma-1}}}} \int_0^t Rdt = kI, \quad (31)$$

где τ удовлетворяет условию $0 < \tau < t$.

Член $\frac{m_0}{M(1 + A\tau)^{\frac{2}{\gamma-1}}}$ представляет собою вообще малую дробь, и по-

тому коэффициент k мало отличается от единицы.

Так как продолжительность t истечения сжатого газа мала по сравнению с полным временем полета ракеты, то можно определить дальность полета ракеты $X_{\max}$, полагая, что ракета брошена под углом 45° . Пренебрегая сопротивлением воздуха, получаем:

$$X_{\max} = \frac{w^2}{g} = \frac{k^2 g I^2}{Q^2}, \quad (32)$$

где Q —вес ракеты.

Заменяя в этой формуле I его выражением (28), получим:

$$X_{\max} = \frac{k^2}{g} \frac{2\gamma}{(\gamma-1)^3} \cdot \frac{p_0 v_0}{g} \cdot \frac{P^2}{Q^2} \Phi^2\left(\frac{p_0}{p_a}\right) \quad (33)$$

9. Влияние длины ракеты на дальность полета.

Вес ракеты Q и вес P сжатого воздуха, находящегося в ней, могут быть выражены в функции l ракеты, именно:

$$\begin{aligned} Q &= al + b \\ P &= cl, \end{aligned}$$

где коэффициенты a, b, c не зависят от l . Подставляя эти значения в формулу (33), находим:

$$X_{\max} = \text{const} \frac{c^2 l^2}{(al + b)^2} = \text{const} \frac{c^2}{\left(a + \frac{b}{l}\right)^2},$$

увеличение длины ракеты увеличивает дальность ее полета.

10. Приложение полученных формул к численному примеру.

Рассмотрим ракету, состоящую из стальной трубы длиной $l = 2 \text{ м}$ и внутреннего диаметра 7 см . Вес 1 м этой трубы можно принять 5 кг , вес сопла и дна— 2 кг , вес стабилизатора— $0,5 \text{ кг}$. Вес всей системы:

$$10 + 2 + 0,5 + 5 = 17,5 \text{ кг}.$$

Предположим, что ракета наполнена воздухом, сжатым до 400 атмосфер. Необходимо в формуле (33) положить:

$$\frac{1}{g} \cdot \frac{2\gamma}{(\gamma - 1)^3} = 4,86;$$

$$\frac{p_0 v_0}{g} = RT = 29,28 (273 + 15) = 8432,64;$$

$$\Phi\left(\frac{p_0}{p_a}\right) = \Phi^2(400) = (0,858)^2 = 0,736;$$

$$P^2 = \left(2 \frac{\pi d^2}{4} \cdot 400 \cdot 1,186\right)^2 = (3,65)^2 = 13,37;$$

$$Q^2 = (17,5)^2 = 306,25.$$

Производя подсчеты и полагая $k = 1$, находим:

$$X_{\max} = 1317 \text{ м}.$$

11. Сравнение ракеты с пневматической пушкой.

Обозначим площадь нормального сечения и пневматической пушки (черт. 144а) и таковую же ракеты (черт. 144б) через S ; через $l_0 S$ —начальный объем сжатого воздуха в пушке и в ракете; через l_1 полную длину пушки; через M —массу снаряда A , бросаемого пушкой и переносимого ракетой; через M_1 —массу ракеты без снаряда, через p_0 начальное давление в пушке и в ракете; через p_1 —давление в пушке, когда снаряд покидает ее; через m —массу воздуха сжатого в пушке и в ракете.

Для пневматической пушки можно написать:

$$Spdl = d \frac{Mw^2}{2}$$

$$p_0 l_0^\gamma = p_1 l_1^\gamma = p l^\gamma.$$

Интегрируя, получаем:

$$\frac{Sp_0 l_0}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{l_0}{l_1} \right)^{\gamma-1} \right] = \frac{Mw^2}{2}.$$

Поэтому, для пневматической пушки:

$$I_{\text{пушки}} = \sqrt{\frac{2Sp_0 l_0 M}{\gamma - 1}} \left[1 - \left(\frac{l_0}{l_1} \right)^{\gamma-1} \right]. \quad (34)$$

Полагая в формуле (26) $l = I_0$ и

$$Sl_0 \rho = \frac{P}{g} = m$$

имеем:

$$I_{\text{ракеты}} = \frac{1}{3(\gamma - 1)} \sqrt{\frac{2\gamma Sp_0 l_0 m}{\gamma - 1}} \Phi \left(\frac{p_0}{p_a} \right).$$

Отношение между дальностью $X_{\text{пушки}}$, на которую выбрасывается снаряд из пушки и дальностью $X_{\text{ракеты}}$, на которую он (такой же массы) переносится ракетой, равно:

$$\frac{X_{\text{пушки}}}{X_{\text{ракеты}}} = \frac{I_{\text{пушки}}^2}{I_{\text{ракеты}}^2} \frac{(M + M_1)^2}{M^2}$$

или, заменяя импульсы их выражениями (34) и (35):

$$\frac{X_{\text{пушки}}}{X_{\text{ракеты}}} = \frac{9(\gamma - 1)^2 \left[1 - \left(\frac{l_0}{l_1} \right)^{\gamma-1} \right]}{\gamma \Phi \left(\frac{p_0}{p_a} \right)} \cdot \frac{(M + M_1)^2}{Mm} \quad (36)$$

Рассмотрим частный случай, когда $\frac{l_0}{l_1} = \frac{1}{2}$ (черт. 144а), а остальные величины, входящие в (36), те же, которые мы выбрали в примере предыдущего параграфа.

Полагая:

$$\frac{9(\gamma - 1)}{\gamma} = 1,07,$$

$$\Phi \left(\frac{p_0}{p_a} \right) = \Phi(400) = 0,858,$$

$$\left(1 - \frac{l_0}{l_1} \right)^{\gamma-1} = 1 - \left(\frac{1}{2} \right)^{0,41} = 0,247,$$

$$\left(\frac{M + M_1}{Mm} \right)^2 = \frac{(5 + 12,5)^2}{5 \cdot 3,65} = 16,78,$$

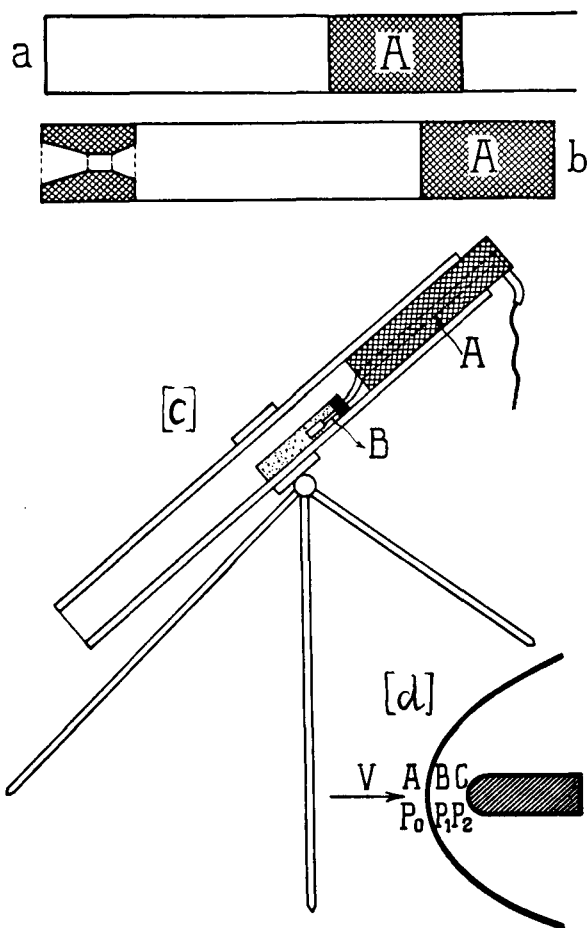
получаем искомое соотношение:

$$\frac{X_{\text{пуш.}}}{X_{\text{рак.}}} = 5,18$$

при условии, что сопротивление воздуха в учет не принимается.

При сделанном сравнении, мы предполагали, что в обоих случаях одинаковы лишь полезные веса, т. е. веса снарядов A (черт. 144а). Если же предположить лишь равенство переносимых полных масс, то, заменяя в формуле (36) член $\left(\frac{M+M_1}{Mm}\right)^2$ через $\frac{M}{m}$ и придавая другим величинам таковые же значения, как в предыдущем примере, получим:

$$\frac{X_{\text{пуш.}}}{X_{\text{рак.}}} = 1,48.$$



Черт. 144. Ракеты Рябушинского.

12. Реактивная пушка.

Пример, рассмотренный в предыдущем параграфе, показывает, что главная часть веса, переносимого ракетой, падает на самую ракету (а не на снаряд).

Я построил в 1916 г. в Институте небольшую реактивную пушку, которую можно уподобить ракете, оболочка которой остается неподвижной, а полезный груз (снаряд) вылетает один. На черт. 144с дана схема этой

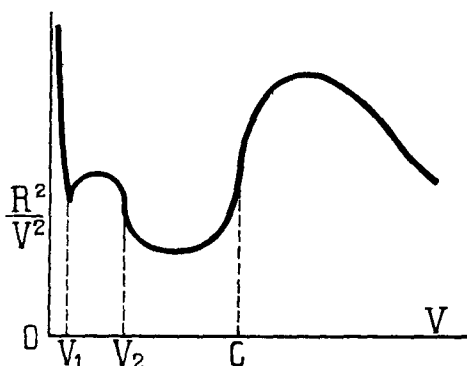
пушки. Бомба *A* выбрасывается взрывом пороха, заключенного в жестяном цилиндре *B*. Вес пушки—7 *kg*, вес снарядов—3 и 4 *kg*. Соответственные заряды в 300 и 400 *kg* черного пороха выбрасывали эти снаряды в среднем на 320 *m*.

Пушки обычная и реактивная могут рассматриваться как два крайних случая, между которыми находятся пушки без отдачи, бросающие более или менее значительные массы в направлении, обратном полету снаряда.

с) О сопротивлении жидкостей и о реакции при их извержении.

Д. Рябушинский в своей статье „Sur la resistance des fluides et la reaction d'une jet“, опубликованной в „Revue général de l'aéronautique“, Numero 6, 1925 г., а также в книге „III congrès international de la Navigation aérienne. Tome II, pg. 180, излагает теорию сопротивления жидкостей при разных скоростях и приводит результаты своих опытов, произведенных в связи с упомянутым вопросом, при полете ракет. В этом отношении эта работа является как бы продолжением его предыдущей работы „Теория ракет“.

Ниже нами приводится изложение первой части его работы (сопротивление жидкостей) лишь постолько, поскольку это необходимо для понимания интересующей нас второй части (реакция жидкостей при их извержении). Перевод этой последней части мы даем полностью ¹⁾.



Черт. 145. Кривая сопротивления воздуха.

характеризуемых некоторым количеством их особенных точек, остается, вообще говоря одинаковым; на черт. 145 изображена схематически подобная кривая.

В некоторых случаях критические скорости V_1 и V_2 могут совпадать. В части, соответствующей скоростям, меньшим V_1 , движение неразрывно и анализ его дает точное решение при помощи интегрирования уравнений Навье.

Опыты в этом случае согласуются с теорией. Далее же скорости V_1 , режим истечения и закон сопротивления резко меняются, что можно объяснить возникновением вихрей благодаря трению жидкости о тело и распространяющихся в поток. Следующей особенной точкой кривой, является точка V_2 , которой соответствует новое изменение режима, при чем, в известных случаях, это изменение может быть довольно резким. Это явление связано с разрывом струй жидкости.

1. О сопротивлении жидкостей.

Если тела движутся равномерно или вращательно, в безграничной жидкости, то кривые выражающие зависимость отношения $\frac{R}{V^2}$ (сопротивления к квадрату скорости) от скорости зависят от формы и размеров тел и от свойств жидкости. Однако, общий вид этих кривых

¹⁾ Подобный прием был произведен в Италии, где изложение этой работы Д. Р. было дано в „Notiziario tecnico di Aeronautica“, 1927, № 8, pg. 1.

Третьей особенной точкой кривой, является точка *C*, соответствующая скорости жидкости, равной скорости звука. При этом происходит резкое увеличение коэффициента сопротивления.

После опытов и фотографий Маха был сделан ряд попыток связать теорию сопротивления при больших скоростях с теорией волн ударов Римана, Ранкина и Гюгонио. Главнейшие исследования в этом направлении были сделаны Себертом, Гюгонио, Виеллем, Гадамаром и Рэйлеем. (См. Гидродинамику Ламба. 1924 г.).

Рэйлей основывается на теории Ранкина, дополняя ее учетом трения, чтобы определить изменение, которому подвергается постоянная формула Лапласа $p \propto \gamma \text{ const}$, при переходе волны удара. При этом он получает отношение $\frac{P_2}{P_0}$ давления в критической точке при нулевой точке при нулевой скорости к давлению в жидкости безвихревой в виде:

$$\frac{P_2}{P_0} = \left(\gamma + \frac{1}{2} \cdot \frac{V^2}{C^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left(\frac{2\gamma}{\gamma+1} \cdot \frac{V^2}{C^2} - \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right) - \frac{1}{\gamma-1} \quad (1)$$

откуда

$$\frac{P_2 - P_0}{\rho V^2} = \left(\gamma - \frac{\gamma}{\gamma-1} \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \left(1 - \frac{\gamma-1}{2\gamma} \cdot \frac{C^2}{V^2} \right) - \frac{1}{\gamma} \cdot \frac{C^2}{V^2} \right) \quad (2)$$

Ламб дает несколько значений, вычисленных по этой формуле.

$\frac{V}{C} =$	1	2	3	4
$\frac{P_c}{P_0} =$	1,90	4,19	11,7	20,6

и замечает, что опыты Стантона, произведенные со скоростями в 2—3 раза большими скорости звука, хорошо согласуются с этой теорией. Следует однако заметить, что формула (1) является не вполне строгой и окончательной, так как она основывается на некоторых гипотезах, которые Ранкин и Рэйлей должны были принять, так как трудно дать полный баланс температурных изменений, происходящих в критической зоне *AB* (черт. 144 *d*).

2. Реакция жидкостей при их извержении.

Ниже я излагаю теорию задачи о давлении при критической точке от нулевой скорости до скоростей, превосходящих скорость звука, основываясь на теореме количества движений.

Предположим, что газ вытекает из резервуара *A* (черт. 146 *a* и *B*), настолько большого, что движение можно считать постоянным. Дюза может быть или не быть, при чем сечение ее сначала суживающееся, а потом расширяющееся. Вследствие этого отношения давлений внутреннего к наружному

$$> \text{ или } < \left(\frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = 1,9.$$

Допустим далее, что угол расширения внешней части дюзы настолько мал, что можно принять скорости в ней параллельными ее оси, и что длина дюзы (конуса) настолько велика, что получается полное расширение.

Давление в сечении S' (черт. B) поэтому будет равно внешнему давлению P_a , как в сечении S_0 (черт. a), каковой буквой мы обозначаем в случае $\frac{P}{P_a} < 1,9$ — площадь выходного отверстия в тонкой стенке резервуара A , а в случае $\frac{P}{P_a} > 1,9$ — площадь сечения, где в дюзе равнодействующая гидродинамических давлений равна нулю.

На основании поставленных условий и теоремы проекций количества движений можно написать:

$$R = (P - P_a) S_1 = DV S_0 \quad (3)$$

Здесь D — выражает массу, которая протекает в единицу времени через единицу виртуальной площади S_0 (суммы минимальных сечений элементарных струй) извержения, T — окончательная скорость извержения, определяемая по формуле Сен-Венана:

$$V^2 = \frac{2C^2}{\gamma - 1} \left[\left(\frac{P}{P_a} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right] \quad (4)$$

Здесь C — скорость звука при внешних давлении и плотности.

Расход D — равен $(\rho_a V)$ или $(\rho_0 C_0)$, в соответствии с $\frac{V}{C} \leq 1$.

Плотность ρ_0 и скорость V_0 связаны с плотностью ρ и давлением P снаружи резервуара отношением:

$$\rho_0 = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \rho, \quad C_0 = \left(\frac{\gamma P_0}{\rho_0} \right)^{1/2} = \left(\frac{2\gamma P}{(\gamma + 1) \cdot \rho} \right)^{1/2} \quad (5)$$

Принимая во внимание формулы (4) и (5), получаем из (3)

$$\frac{R}{S_1 DV} = \frac{P - P_a}{DV} = \frac{S_0}{S_1} = f\left(\frac{V}{C}\right) \quad (6)$$

или:

$$f\left(\frac{V}{C}\right) = \frac{1}{\gamma} \frac{C^2}{V^2} \left[\left(\frac{\gamma - 1}{2} \frac{V^2}{C^2} + 1 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} - 1 \right] \quad (7)$$

если $\frac{V}{C} < 1$ и

$$f\left(\frac{V}{C}\right) = \left(\frac{\gamma^2 - 1}{4\gamma^2} \right)^{1/2} \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \left(1 + \frac{2}{\gamma - 1} \frac{C^2}{V^2} \right)^{1/2} \left[1 - \left(\frac{\gamma - 1}{2} \frac{C^2}{V^2} + 1 \right)^{\frac{-\gamma}{\gamma - 1}} \right] \quad (8)$$

если $\frac{V}{C} > 1$.

Вид кривой $\frac{S_0}{S_1} = f\left(\frac{V}{C}\right)$ представлен на черт. 146с).

Вводя сечения S и S' , определяемые равенствами:

$$\frac{S}{S_1} = \frac{S'}{S_0} = 1; \quad \frac{V}{C} < 1; \quad \frac{S}{S_1} = \frac{S' S'}{S_0 S_0} = \frac{\rho_0}{\rho_a} \frac{C_0}{V} \frac{V}{C} > 1, \quad (9)$$

можно формулы (6) представить в виде:

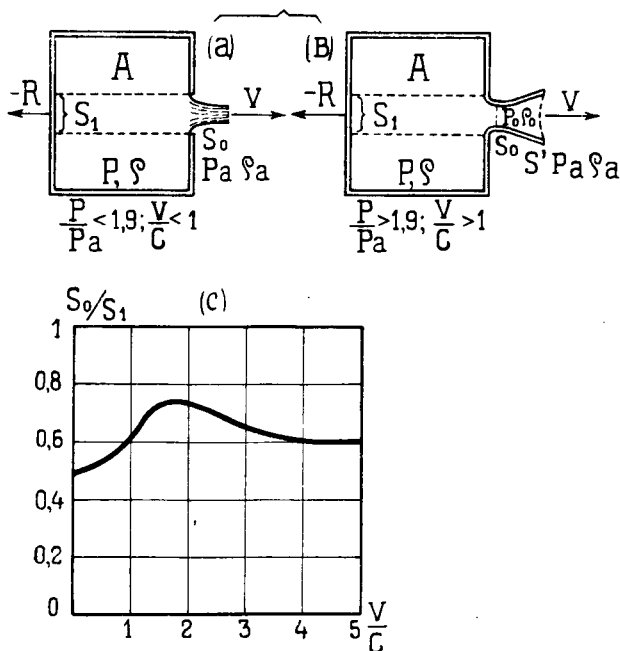
$$\frac{R}{S_0 V} = \frac{P - P_a}{DV} = \frac{S'}{S} = f\left(\frac{V}{C}\right) \quad (10)$$

Значение этой последней подстановки следующее:

Когда $(V : C) < 1$, давление в сжатом сечении S_0 (черт. 146 а) равно внешнему давлению P_a , но когда $(V : C) > 1$ (черт. 146 В) оно равно

$$P_a = \left(\frac{2}{\gamma + 1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} P \quad (11)$$

и струя должна еще расширяться, пока давление не упадет до P_a



Черт. 146. К теории Рябушинского.

Обозначим, как это вытекает из формул (9), через S' —площадь сечения, соответствующую такому расширению (черт. 146 В), и через S —площадь сечения, определяемого равенством:

$$\frac{S'}{S} = \frac{S_0}{S_1} \quad (12)$$

Вводя сечение S_1 , мы получим величину реакции R независимо от того, будут ли скорости V больше или меньше скорости звука при внешней плотности ρ_a ; $S_0 V$ выражает массу жидкости, вытекающей

в единицу времени из резервуара A , если нет сжатия струи, т. е. если на основании (12) и на основании определении сечения S_1 :

$$S_0 = S_1 = S' = S \quad (13)$$

Полагая в формуле (7) $V=0$, получим $f(0) = \frac{1}{2}$. Если жидкость не сжимаема, то в формулах (7) и (8) следует принять $C = \infty$ и тогда $f\left(\frac{V}{C}\right) = \frac{1}{2}$, для некоторой определенной скорости V . Можно предположить, что в этом предельном случае истечение определяется не упругостью жидкости, но, например, движением поршня в резервуаре A .

Реакцию R можно представить суммой двух членов:

$$R = R_1 + R_2, \quad (14)$$

из них первый:

$$R_1 = \frac{1}{2} S \rho_a V^2 \quad (15)$$

зависит лишь от инерции, а второй:

$$R_2 = \left[f\left(\frac{V}{C}\right) - \frac{1}{2} \right] S \rho_a V^2 \quad (16)$$

выражает увеличение реакции благодаря сжимаемости жидкости.

Предположим, что перед струей жидкости помещена плоскость сечения S перпендикулярно к оси симметрии извергаемой струи.

В проблеме сопротивления среды движению тел, которая является к как бы обратной таковой же при реакции извержения жидкости, миделевое сечение тела S соответствует относительному давлению в условиях (13) при безвихревом движении.

Если поток, встречая плоскость S (черт. 146 d), совершенно теряет горизонтальную скорость, до давление R на нее, на основании теоремы о проекциях количеств движения, равно по величине, но обратно по знаку реакции потока на резервуар. Полагая, в этом случае, в уравнении (10)

$$R = (P_2 - P_a) S \quad (17)$$

где P_2 — выражает давление на элемент площади S , можно написать

$$\frac{P_2 - P_a}{\rho_a V^2} = f\left(\frac{V}{C}\right) \quad (18)$$

и

$$\frac{P_2}{P_a} = 1 + \gamma \left(\frac{V^2}{C^2}\right) f\left(\frac{V}{C}\right), \quad (19)$$

где $f\left(\frac{V}{C}\right)$ определяется уравнениями (7) и (8). Кривая, выражающая (19), имеет максимум при

$$\frac{V}{C} = 1.74 \quad (20)$$

Уравнение (17) определяет наибольшее сопротивление. В действительности уравнение (18) или (19) определяет давление точно только для точки A симметрии плоскости, где скорость — 0. Если изменить размеры или форму препятствия, о которое ударяется поток, но лишь сохраняя ось симметрии его, совпадающей с таковой же потока, то полное давление потока на препятствие более или менее изменится, но давление в точке

А нулевой скорости все же выражается уравнениями (18) или (19). Если отношение $(V:C) < 1$, то давление, определяемое по уравнению (19), одинаково с тем, которое дает формула Сен-Венана; но если $(V:C) > 1$, то получается расхождение.

Закон адиабаты не может быть непосредственно более применен. И это указывает на необходимость введения волны удара (une onde de choc).

Некоторые значения отношения P_2 и P_a , определенные по формуле (9) приведены ниже; их можно сравнить с теми, которые получены по уравнению (1) Рэялея:

$\frac{V}{C} =$	1	2	3	4
$\frac{P_2}{P_a} =$	1,90	5,03	9,45	15,03

Допуская некоторые упрощающие гипотезы, можно применить изложенную теорию к приближенному определению полного сопротивления тел ¹⁾.

В заключение приводим описание некоторых опытов, произведенных нами для изучения реакции истечения газов при взрыве пороха в пушке открытой с обоих концов и в ракетах. Сначала выведем несколько формул, хотя и приближенных, но все же дающих характеристику работы этих пушек и ракет.

Обозначим через: m — массу взрывчатого вещества (горючего), ρ — его потенциал, g — ускорение силы тяжести, u — виртуальную скорость истечения газа, M — массу тела, бросаемую со скоростью V благодаря реакции газа. Применяя законы сохранения количества движения центра тяжести и сохранения энергии, получим в первом приближении:

$$mu = MV \quad (1)$$

$$\frac{1}{2} mu^2 + \frac{1}{2} M V^2 + (1 - \varepsilon) \rho m g = \rho m g \quad (2)$$

Член $(1 - \varepsilon) \rho m g$ выражает часть энергии горючего, теряемой бесполезной работы. Коэффициент полезного действия — будет:

$$\eta = \frac{\frac{1}{2} M V^2}{\rho m g} = \frac{\varepsilon}{1 + \frac{M}{m}} \quad (3)$$

Полагая, что ракета брошена под углом 45° , и пренебрегая влиянием сопротивления воздуха, получим наибольшую дальность полета ее.

$$X_{max} = \frac{2\varepsilon \rho m^2}{M(M+m)} \quad (4)$$

Если m сравнительно мало по сравнению с M , и коэффициент ε постоянен, то наибольшая дальность полета пропорциональна квадрату веса употребленного горючего и обратно пропорциональна квадрату веса снаряда. Большая часть бросаемого веса относится к весу оболочки ракеты. Поэтому является, пожалуй, выгодным, чтобы оболочка ракеты оставалась бы на месте и выбрасывался бы только снаряд. В результате мы и получаем пушку, открытую с обоих концов.

¹⁾ Mémorial de l'Artillerie Française. Fasc. III. 1923. p. 710.

Из формулы (3) видно, что коэффициент полезного действия повышается при уменьшении $M : m$, поэтому упомянутая пушка получает преимущество для случая ракет и пушек большой мощности, лишь бы коэффициент ε не был слишком мал.

Рассмотрим теперь применение ракеты в качестве бабы при забивке свай. В этом случае оболочке ракеты можно дать форму цилиндра, открытого с обоих концов, и одеваемого на голову сваи. Реакция газа при взрыве патрона заставляет сваю углубляться в землю.

Обозначим через M — массу свай, V — скорость ее погружения.

R — сопротивление грунта (постоянное в первом приближении) e и t — глубина и продолжительность забивки сваи. Остальные буквы имеют то же значение, что и раньше,

Формулы (1), (2), (3) применяются и в этом случае, но к ним можно прибавить еще две, которые выводятся на основании закона импульса и теоремы живых сил:

$$MV = (R - Mg) \cdot t \quad (5)$$

$$\frac{1}{2} MV^2 = (R - Mg) \cdot e, \quad (6)$$

из (5), (6) и (3) получаем:

$$e = \frac{\varepsilon p m^2 g}{(R - Mg)(M + m)} \quad (7)$$

$$t = \frac{m}{R - Mg} \sqrt{\frac{2Mpg\varepsilon}{M + m}} \quad (6)$$

Если m мало по сравнению с M и ε — не изменяется, то погружение сваи пропорционально квадрату веса горючего. Обозначая через S сечение сваи и через b среднее сопротивление грунта, можно заменить в этих формулах R через bS .

Рассмотрим два численных примера. Пусть вес сваи $Mg = 200 \text{ kg}$, Вес горючего $mg = 20 \text{ kg}$, потенциал горючего $p = 300000 \text{ m}$, сечение сваи $= 100 \text{ cm}^2$; сопротивление $b = 100 \text{ kg/m}^2$ коэффициент $\varepsilon = 0,1$. Подставляя эти значения и формулы (3), (7), (8) — получим:

$$\eta = \frac{1}{110}; e = 5,57 \text{ m}, t = 0,152 \text{ sec.}$$

Второй пример. Пусть вес горючего 250 гр., а все остальные величины те же, как и в первом примере:

Тогда

$$\eta = \frac{1}{8010}; e = 0,000937 \text{ m}, t = 0,00195 \text{ sec.}$$

Если мы употребим то же количество горючего, как и в первом примере, т. е. 20 kg, по малым порциям (по 250 g), то после $\frac{20}{0,250} = 80$ взрывов мы получим глубину погружения $0,000937 + 80 = 0,075 \text{ m}$ вместо глубины 5,57 m, полученной при взрыве 20 kg сразу. На практике разница будет вероятно менее значительной, так как сопротивление зависит от V , но все же она останется довольно большой.

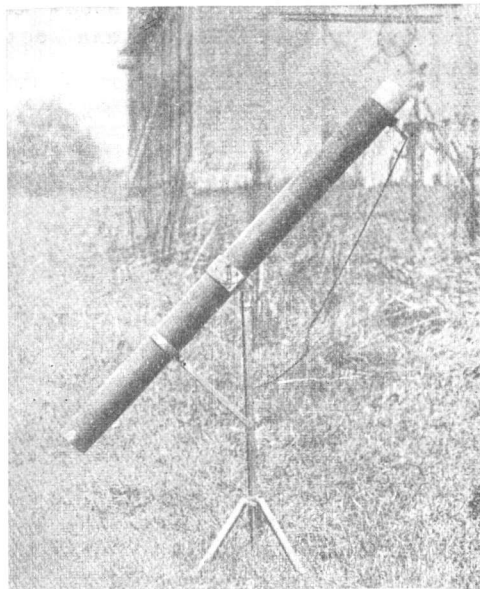
На черт. 147 изображена небольшая пушка, открытая с обоих концов, в том виде, как она была построена в 1916 году в Институте в Кучине. Длина стальной трубы ее была 1 метр, внутренний диаметр — 7 см, укреплялась она на легкой подставке. В качестве снарядов служили деревянные цилиндры, вес и устойчивость которых увеличивались

прибавкой к их передней части свинца. На черт. 147 виден этот цилиндр, всунутый в жерло пушки. Эти цилиндры выбрасывались взрывом пороха, заключенного в патроны из листового железа. Оболочка этих патронов выбрасывалась не сильно и разорванной и сильно деформированной падала на землю. Цилиндры же выбрасывались реакцией газа, без содействия инерции особой массы, как это имеет место в пушке Дэвиса ¹⁾.

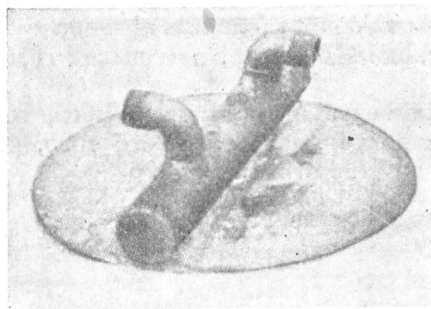
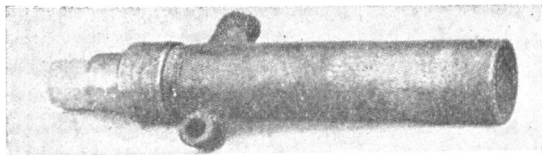
Вес пушки, считая и подставку—7 kg, вес снарядов—3 и 4 kg. Вес зарядов—соответственно 300 и 400 g. Порох был черный. Дальность выстрела в среднем 320 м. Отдача равнялась нулю. Пушка даже не имела склонности ни падать ни наклоняться после выстрела. Этот результат тем более замечателен, что вес снаряда был иногда более половины веса пушки.

Дальнейшие опыты в этом направлении производились нами на пляже вблизи Биаррица в 1924 г.

На черт. 148 вверху изображена ракета с боковыми отверстиями. Реакция вырывающегося из них



Черт. 147. Ракета в пушке.



Черт. 148. Ракеты Рябушинского.

газа производит сильное вращение ракеты вокруг ее оси. Полет таких ракет напоминает полет снарядов из нарезных орудий.

На черт. 149 изображена ракета на треноге (от фотоаппарата). Дальности полета подобны проведенным выше. На черт. 150 показана установка для забивки свай. Длина свай была 195 см, часть ее, всунутая в стальной цилиндр, была длиной 50 см. Диаметр свай внутри цилиндра—8,8 см, а снаружи его—10,5 см. Внутренний диаметр цилиндра—9,3 см. Вес свай—12,9 kg. Вес заряда—575 g. Глубина погружения свай в песок—60 см ^{**}.

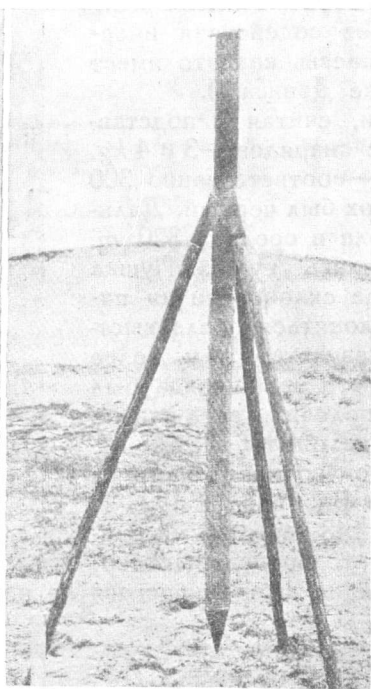
¹⁾ „La Nature“, 2 decembre. 1916.

^{**}) Опыты с применением динамита при забивке свай были произведены еще в 1881 году в Буда-Пеште, лейтенантом-полковником Prodanovac (Paul Chalon „Les explosifs modernes“, p. 691). Веса зарядов были по сравнению с весом свай весьма малы, и заряд прикрывался песком или глиной.

На черт. 148 снизу изображена ракета, укрепленная на диске, с боковыми каналами благодаря которым вся система могла вращаться вокруг оси $\perp$ диску. Вес всей системы — 533 g. Она бросалась примерно под углом 25° при заряде весом 50 g и падала, пролетев 110 метров, при чем при падении делала несколько рикошетов на мокром песке пляжа.



Черт. 149. Ракета на треноге.



Черт. 150. Реактивный копер.

Успех работы этих ракет зависит от сопротивления патрона с зарядом. Необходимо чтобы взрыв происходил быстрее, чем выход газов из устья оболочки ракеты.

Интересно отметить, что если применять патроны из бумаги, то при добавлении к их толщине нескольких листов, ракета, вместо того, чтобы падать у места выстрела, пролетала сотни метров.

ГЛАВА VI.

Орудия крупного калибра на воздушных судах. Соч. Пенья Джиованни.

а) Предисловие.

Помещаемый ниже перевод статьи итальянского инженера Джиованни Пенья, хотя и озаглавлен автором, как трактующий об орудиях, однако, по существу, заключает в себе теорию реактивного снаряда и является в этом отношении развитием работы Д. Рябушинского. Статья Пенья была напечатана в итальянских журналах „L'ala d'Italia“ 1926 г. № 2 и 4 и „Rivista Aeronautica“ 1926 № 1,

Русский перевод части этой статьи был помещен в журнале „Война и Техника“ 1927 г. № 1.

Мы самостоятельно перевели статью Пенья, пользуясь упомянутыми двумя итальянскими журналами и добавили к ней критическую заметку инженера Крокко, помещенную в журнале „Rivista Aeronautica“ 1926 г. № 3, составленную под влиянием работ Рябушинского и Эсно-Пельтри.

б) Открытая пушка с реактивным снарядом.

Применение на воздушных судах орудий большого калибра приводит к необходимости разрешения вопроса о пушках, отдача которых была бы сведена к минимуму.

Примером такой пушки может служить орудие Дэвиса, открытое с обоих концов. В середине ее помещается заряд, к которому примыкают: с одной стороны снаряд, а с другой мешечек с дробью (контр-снаряд), масса которого равна массе снаряда. При выстреле получается равенство живых сил снарядов и фиктивного контр-снаряда, и отдача получается теоретически равна нулю.

Несмотря на это преимущество, применение пушки Дэвиса влечет за собой следующие неудобства: а) необходимость перевозить на аэроколлабле мертвый груз равный весу снарядов, б) опасность для соседнего самолета от контр-снаряда, в) значительные затруднения в зарядании, г) не полное использование обычной части энергии заряда, выталкивающей снаряд, е) для получения в пушке Дэвиса такого же давления газов, как и в обыкновенной, приходится увеличивать толщину стенок ее. При равенстве начальных скоростей снарядов, вес пушки Дэвиса, равный почти удвоенному весу обыкновенной пушки. Поэтому пушки Дэвиса при облегчении их веса, будут давать малую начальную скорость, а это невыгодно для авиации.

Для избежания всех этих неудобств автором предлагается открытая пушка с реактивным снарядом и дается следующая теория этой стрельбы.

Меры выражены в kg , m , sec .

Обозначения приняты следующие:

t — время.

S — путь.

g — ускорение силы тяжести.

π — вес пустого снаряда.

Q — вес полного заряда.

Q — вес средний снаряда $= \pi + \frac{Q}{2} + \frac{\omega}{2}$.

ω — вес газа, остающегося в камере сгорания к концу сгорания.

C — вес газа, изверженного из снаряда к концу сгорания.

$c = \frac{C}{Q}$ — коэффициент заряда, соответствующего сгоранию.

E — скорость газообразования вещества.

W — линейная скорость горения вещества.

A — площадь нормального сечения канала орудия.

S_m — сечения отверстия, через которое выходят газы.

P — давление внутри камеры сгорания (в снаряде).

p — давление внешнее.

R и f — соответственно постоянная газа, температура сгорания, плотность газа внутри камеры, сила взрывчатого вещества.

u — скорость извержения газа из отверстия.

v — скорость движения снаряда.

q — секундный расход заряда.

γ — показатель политропы.

На черт. 151а изображен реактивный снаряд, составляющий предмет настоящего изучения. Буквы обозначают: a — камеру сгорания, d — сопло B — головку с зарядом.

с) Фазы действия.

Как и в обыкновенной пушке, выталкивание снаряда происходит благодаря сгоранию взрывчатого вещества и образованию и истечению газов, которые повышают давление внутри камеры. Скорость газообразования (вес газа, развиваемого в единицу времени), зависит от формы порохового зерна и от давления. При равных давлениях скорость газообразования будет постоянной, если заряд будет состоять из тонких пластинок, или спиралей, или трубок, или колец. При таких условиях весьма вероятно, что имеет место постоянство отношения между расходом газа q через сопло и весом газа, образуемым в единицу времени топливом при постоянном давлении.

Явление можно разделить на три фазы:

1. Начальная фаза: давление внутри камеры изменяется от p до P .

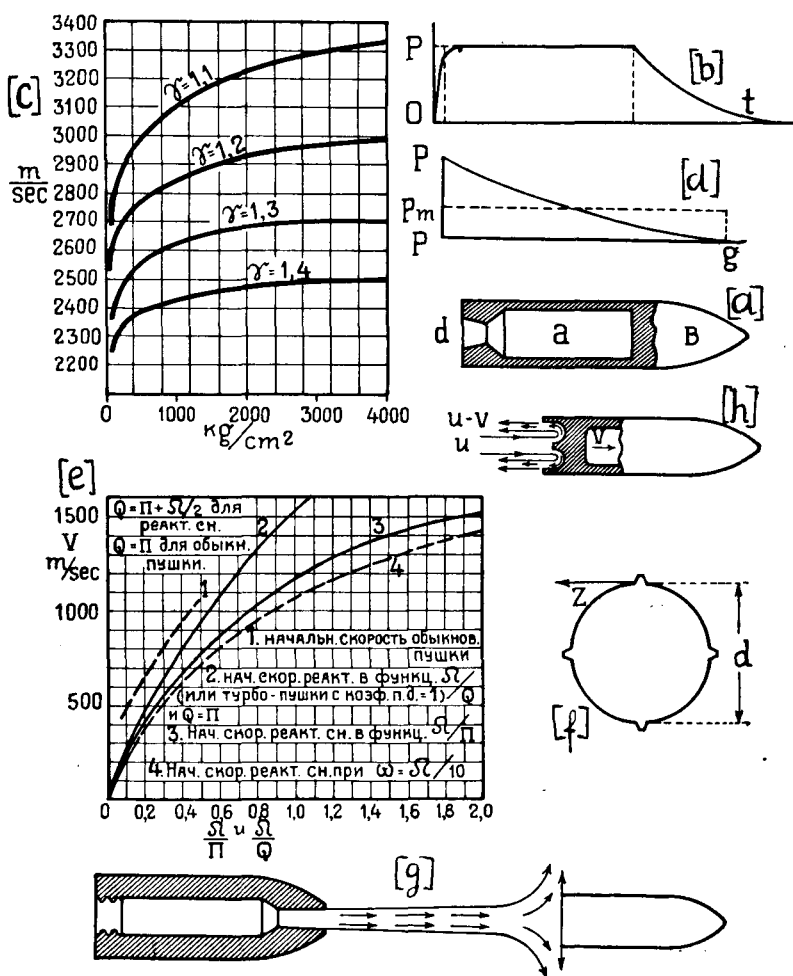
2. Фаза сгорания при постоянном давлении P .

3. Фаза расширения, в течение которой давление изменяется от P до p .

Эти фазы изображены на черт. 151в.

Очевидно, что при большой плотности заряжения 1-я фаза будет весьма краткой, а 3-я — хотя и продолжительна, но по эффекту действия слабее по сравнению со 2-й фазой. Поэтому займемся сначала исследованием второй фазы, как будто она только одна и имеет место. При этом начальная скорость снаряда получится несколько меньше действительной. При этом мы принимаем числовые коэффициенты соответству-

ющие действительному процессу сгорания и расширения, что подтверждается произведенными опытами. Расчет 3-й фазы будет дан в кратких чертах позднее. Что же касается 1-й фазы, то она соответствует такому же периоду метания обыкновенного снаряда и здесь нет оснований предполагать выигрыша энергии.



Черт. 151. К теории Д. Пенья.

д) Расчет секундного расхода газа через сопло.

Расход q газа через сопло остается во 2-й фазе постоянным, так как при этом остаются постоянными: внутреннее давление P , внешнее— p , скорость истечения и плотность газа.

Так как внутреннее давление P выше внешнего, и равно последнему, умноженному на величину $\left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$, то мы применим формулы исте-

чения газа, в которых знак m соответствует минимальному сечению сопла.

$$\bar{p}_m = P \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (1)$$

$$\rho_m = \rho \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \quad (2)$$

$$u_m = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}} = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma + 1} P \cdot \rho} \quad (3)$$

$$q = S_m \cdot u_m \cdot \rho_m \cdot g \quad (4)$$

Из этих формул получаем:

$$q = S_m P \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma + 1} P \rho}. \quad (5)$$

Так как

$$\frac{P}{\rho g} = RT, \text{ то } P\rho = \frac{P^2}{RTg}. \quad (6)$$

Подставляя в (5), получим:

$$q = S_m \cdot P \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma + 1} \cdot \frac{g}{RT}}. \quad (7)$$

Допуская, согласно Малляру и Ле-Шателье, что удельная теплоемкость газа не зависит от давления, можно принять температуру T сгорания постоянной для любого взрывчатого вещества. Поэтому:

$$q = S_m \cdot K \cdot P, \quad (8)$$

где

$$K = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma + 1} \cdot \frac{g}{RT}}. \quad (9)$$

Для балистита: $R = 30,7$; $T = 3281$.

Для значений γ от 1,1 до 1,4 получим соответственно K изменяющиеся по линейному закону от 0,00622 до 0,00677. Так как K изменяется незначительно, то принимаем его среднее значение 0,0065, и тогда

$$q = 0,0065 S_m \cdot P. \quad (8 \text{ bis})$$

Положим: $S_m = 1$; $P = 1$; тогда $q = 0,0065$.

Если $S_m = 0,0001$; $P = 10000$, то $q = 0,0065$.

Формула 8 bis принята при единицах мер cm и kg . При этом через каждый cm^2 проходит 6,5 граммов газа в секунду.

Сила взрывчатого вещества:

$$f = R \cdot T \cdot \beta, \quad (10)$$

где β —вес газа, развиваемого 1 kg вещества.

Положим для балистита $\beta = 1$. Тогда из (9):

$$K = \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{1}{\gamma - 1}} \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma + 1} \cdot \frac{g}{f}} \quad (11)$$

и

$$q = \alpha \cdot S_m P \frac{1}{V f}, \quad (12)$$

где $\alpha = (\gamma g)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{2\gamma}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$.

f выражается в kg/m и означает давление, производимое 1 kg взрывчатого вещества, сгорающего в неизменном объеме 1 m^3 .

Для балистита $f = 100840 \text{ } kg/m$. Величины f других взрывчатых веществ можно получить, умножая на 10 величины, данные Бианки в его теории взрывчатых веществ, у которого они выражают давления на cm^2 при взрыве 1 kg вещества в неизменном объеме 1 cm^3 .

е) Расчет реактивного действия во время 2-й фазы.

Если u —скорость истечения газов из сопла, r —реакция газа, то—

$$r = \frac{q}{g} (u - v), \quad (13)$$

здесь $q = \text{const} = 0,0065 \text{ } SP$, и u —также постоянна и определяется формулой (14), характеризующей истечение совершенных газов; когда:

$$P > p \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}},$$

то

$$u = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma + 1} \frac{P}{p} \left[1 - \left(\frac{P}{p} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]} \quad (14)$$

Так как $\frac{P}{p} gRT = gf$ и $T = 3281$, то формула (14) получает вид:

$$u = 994 \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma + 1} \left[1 - \left(\frac{P}{p} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right]}. \quad (15)$$

Принимая для γ последовательные значения до 1,41 и вычисляя для $P = \text{от } 4000 \text{ до } 100 \text{ } kg \text{ на } cm^2$, получим значения u , изображенные на черт. 151с. График показывает, что, при равенстве давлений P , скорость u тем меньше, чем больше γ .

При $\gamma = 1$ (изотермическое расширение газа), конечная кинетическая энергия будет больше таковой же при адиабатическом расширении.

Разность между этими двумя количествами соответствует тепловой энергии, поглощаемой газом для поддержания постоянной его температуры во время расширения.

Большинство авторов, занимающихся исследованием вопросов внутренней баллистики, принимают $\gamma = 1,1$ до 1,2.

Однако, отсутствие конечных данных не обязывает нас принимать эти значения при расширении газа, процесс которого в нашем случае несколько отличается от обычной стрельбы.

Явления, происходящие в обоих случаях, вообще говоря, различны. Кроме того, при реактивном снаряде, газ соприкасается со стенками сопла в продолжение всего лишь нескольких десятитысячных долей секунды, тогда как в обычной пушке это соприкосновение происходит в продолжении всего времени движения снаряда в стволе орудия. Поэтому возможно предположить, что в нашем случае γ больше и равно 1,41. Кроме того масса металла орудия, поглощающая тепло, в нашем случае раз в 100 меньше.

При таких условиях получим значение u меньше действительного, и при $\gamma = 1,4$ и $\rho = 1000 \text{ kg/cm}^2$, $u = 2430 \text{ m/sec}$; при $\gamma = 1,1$ и $\rho = 1000 \text{ kg/cm}^2$ $u = 3100 \text{ m/sec}$.

Черт. 151с показывает, что при данном γ скорость мало изменяется с изменением давления. Поэтому мы можем принять в каждом случае среднее значение u по черт. 151с.

f) Определение начальной скорости снаряда.

Скорость полета снаряда в момент t рассматриваемой фазы, считая от начала этой фазы, практически совпадающего с началом горения, будет

$$v = \int_0^t \frac{rg}{\pi} dt, \quad (16)$$

где π — вес снаряда плюс вес заряда, оставшегося в камере сгорания к моменту t . Поставляя это значение v в формулу (13), получим:

$$r = \frac{qu}{g} - \frac{q}{g} \int_0^t \frac{rg}{\pi} dt. \quad (17)$$

Имея в виду, что в продолжение этой фазы при постоянном давлении и u — постоянно, получим из (17) при дифференцировании:

$$\frac{dr}{r} = - \frac{q}{\pi} dt. \quad (19)$$

Обозначим через τ — продолжительность этой фазы; вес снаряда в промежуток времени от 0 до τ — будет изменяться от $\pi + Q$ до $\pi + \infty$, по линейному закону.

При интегрировании уравнения (19), можно вместо переменного значения π подставить его среднее значение Q . Тогда получим:

$$\log r = - \frac{q}{Q} t + \text{const.} \quad (20)$$

$$r_t = r_0 \cdot e^{-\frac{q}{Q} t}. \quad (21)$$

Но при $t=0$, $r_0 = \frac{qu}{g}$ (из 13). Поэтому:

$$r_t = \frac{qu}{g} \cdot e^{-\frac{qt}{Q}} \quad (22)$$

В этой формуле qt представляет часть заряда, сгоревшего к моменту t . Подставляя это значение r (16), имеем:

$$v = \frac{qu}{Q} \int_0^t e^{-\frac{qt}{Q}} dt \quad (23)$$

и по интегрировании:

$$v = u \left(1 - e^{-\frac{qt}{Q}} \right). \quad (24)$$

Из этой формулы следует, что скорость снаряда в конце второй фазы, а также и энергия в конце интервала τ , зависит лишь от скорости истечения газа через сопло, т. е. от давления внутри камеры сгорания и от отношения веса сгоревшей части заряда за интервал τ к среднему весу снаряда.

Определение пути, пройденного снарядом за 2-ю фазу.

Искомый путь:

$$s = \int_0^t v dt = u \int_0^t \left(1 - e^{-\frac{qt}{Q}} \right) dt. \quad (25)$$

Интегрируя, имеем:

$$\frac{s}{u} = t - \frac{Q}{q} \left(1 - e^{-\frac{qt}{Q}} \right), \quad (26)$$

$$s = tu - \frac{Q \cdot v}{q}. \quad (27)$$

Для момента $t = \tau$ имеем:

$$\tau = \frac{\Omega - w}{q} = \frac{C}{q}$$

и тогда—

$$S = \frac{1}{q} (uC - Qv). \quad (28)$$

Отношение $\frac{C}{Q}$ обозначим через c и назовем коэффициентом действующего заряда. При этом предыдущие формулы примут более простой вид:

$$v = u \left(1 - e^{-\frac{q}{Q} t} \right) = u \left(1 - e^{-\frac{C}{Q} t} \right) = u \left(1 - e^{-c} \right), \quad (29)$$

$$S = \frac{Q}{q} (Cu - v). \quad (30)$$

т. е. путь, пройденный снарядом, прямо пропорционален среднему весу снаряда и обратно пропорционален секундному расходу горючего; при этом принимается, что C и v постоянны до конца 2-й фазы.

Так как мы пока условились пренебрегать баллистическими процессами первой и третьей фаз, то формулы (29) и (30) дают нам начальную скорость и путь проходимый снарядом в канале открытой пушки или соответственную полезную длину самой пушки,

г) Замечание о 3-ей фазе.

3-я фаза аналогична работе ракеты с пневматическим зарядом внутри него. Такой снаряд состоит из стальной трубы, закрытой с одной стороны, а с другой снабженной дюзой и соплом. У заднего конца его имеется стабилизатор, а внутри находится воздух, сжатый до 40 атмосфер.

В нашем случае вместо сжатого воздуха находится газ от горючего под давлением P и при температуре T .

Теория этого случая дана Д. Рябушинским в выпуске VI трудов его Института. Эта теория, основанная на законах истечения газов, дает довольно простые результаты, однако автор не учитывает уменьшение количества движения истечения газов, происходящее благодаря скорости движения ракеты. Дифференциальные уравнения, получаемые из таких же Рябушинского, при введении этой поправки, не легко интегрируются, так как величина $\frac{3\gamma-1}{2(\gamma-1)}$ не целое число. Поэтому проще изобразить функцию графически и интегрирование производить механически.

Значительное упрощение в теории можно получить, если в предыдущие формулы вместо переменных u , q и т. п., взять их средние значения, что, повидимому, дает результаты довольно надежные.

Из черт. 151d следует что энергия, заключающаяся в единице веса газа находящегося первоначально в камере сгорания в 3-й фазе, пропорциональна площади, ограниченной кривой и осями координат. Эту площадь можно заменить равновеликой ей площадью, прямоугольника, основание которого—конечный удельный объем расширяющегося газа, а высота—среднее давление P_m .

Искомая площадь равна: (черт. 151d).

$$\frac{P_m}{\rho_a \cdot g} = \frac{1}{\gamma P^{\frac{1}{\gamma}} (\gamma-1) \rho \cdot g} \cdot P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \left[\left(\frac{P}{p} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] = \int_p^P \frac{dP}{\rho g}, \quad (31)$$

откуда

$$P_m = \frac{\gamma}{\gamma-1} P \left[\left(\frac{P}{p} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right]. \quad (32)$$

Обращаясь к формуле (5), из которой выведена 8bis, можем определить средний расход газа через сопло за 3-ю фазу:

$$q_m = 0,0065 S \cdot P_m.$$

Подставим это значение в формулу (13), где (u) определяется по (14), а $p = P_m$. Тогда из (13)

$$r = \frac{q_m}{g} (u_m - v). \quad (34)$$

Подставляя (34) в (17), получим:

$$v = u_m \left(1 - e^{-\frac{q_m t}{Q}} \right). \quad (35)$$

Произведение $q_m \cdot t$ в конце 3-й фазы эквивалентно весу, который мы обозначим через ω . Формула (35) составлена в предположении, что скорость снаряда в начале 3-й фазы равна 0. Эта формула совпадает с (29). Аналогично (30) можно составить формулу, определяющую пройденный путь.

Эти формулы можно непосредственно применить к пневматической ракете. Обращаясь к числовому примеру, данному Д. Рябушинским в его бюллетене, получим скорость не 114,5 m/sec , а 114,2 m/sec .

В случае, который нас интересует, снаряд в начале 3-й фазы обладает уже начальной скоростью v .

Скорость снаряда в конце 3-го периода определяется по способу, аналогичному ранее приведенному, и равна

$$v = u \left(1 - e^{-\frac{\Omega - \omega}{\alpha_1}} \right) + \left[u_m - u \left(1 - e^{-\frac{\Omega - \omega}{\alpha_1}} \right) \right] \left(1 - e^{-\frac{\omega}{\alpha_2}} \right), \quad (36)$$

где

$$Q_1 = \pi + \frac{\Omega - \omega}{2}; \quad Q_2 = \pi + \frac{\omega}{2}.$$

Эта формула аналогична (29). Показатель в первом члене по абсолютной величине гораздо больше такового же во втором члене и скорость (u) значительно больше скорости во втором члене. Поэтому можно пользоваться простой формулой (29), не делая большой ошибки в последующих числовых примерах.

h) Числовые примеры.

Обозначим через V объем камеры сгорания. Согласно принятым обозначениям имеем:

$$C = \Omega - \omega = \Omega - V_2 g = \Omega - V \frac{P}{f}.$$

Для последующего расчета обратимся к формуле (36). Пусть вес снаряда $Q_1 = 100 \text{ kg}$, — заряда $\Omega = 25 \text{ kg}$ (баллистит). Примем $P = 1000 \text{ kg/cm}^2$. Из графика $u = 2440 \text{ m/sec}$. Полагаем $f = 108000$ и плотность заряжения = 1. Тогда:

$$V = 25 \text{ dm}^3 \text{ и } \omega = V \frac{P}{f} = 2,48 \text{ kg}.$$

Из формулы для Q_1 получим:

$$\pi = Q_1 - \frac{\Omega + \omega}{2} = 86,26 \text{ kg}.$$

Для 1-го члена формулы (36) имеем

$$u \left(1 - e^{-\frac{\Omega - \omega}{\alpha_1}} \right) = 2440 (1 - e^{-0,2252}) = 490 \text{ m/sec}.$$

Второй член формулы (36) получит вид:

$$(1150 - 490) (1 - e^{-0,0275}) = 18,5 \text{ m/sec}.$$

Этот результат вполне оправдывает то, что мы пренебрегли вторым членом формулы (36) для предварительных подсчетов реактивного снаряда.

На черт. 151е нанесены начальные скорости реактивного снаряда при среднем давлении $P = 1000 \text{ kg/cm}^2$ и при плотности заряжения = 1. Это можно допустить для случая, когда узкое сечение сопла имеет достаточную площадь *).

Для других случаев расчет производится подобно выше приведенному.

*) Можно доказать, что при одном и том же заряде отношение энергии, сообщенной для метания реактивного снаряда, к такой же для снаряда обыкновенной пушки при равных весах равно 0,66. На черт. 151-е линейчатым крупным пунктиром изображена

i) О нарезке открытой пушки с реактивным снарядом.

Обозначим через θ наклон нарезки постоянного шага, через Z —полную силу, действующую $\perp$ к оси канала (по касательной), через d —средний диаметр нарезки, через M —вращательный момент снаряда, через φ —коэффициент трения. Тогда имеем (черт. 151f):

$$M = Z \frac{d}{2} (\cos \theta - \varphi \sin \theta) = J \frac{da}{dt} \quad (37)$$

Здесь J —момент инерции снаряда относительно его оси, a —угловая скорость снаряда относительно той же оси.

Далее:

$$a = \frac{2}{d} \cdot \frac{dv}{dt} \operatorname{tg} \theta$$

Из (37) получаем:

$$Z = \frac{\varphi \cdot J \cdot dt}{d^2 \cdot dv} \cdot \frac{\operatorname{tg} \theta}{\cos \theta - \varphi \sin \theta}, \quad (38)$$

Но

$$\frac{dv}{dt} = \frac{rg}{Q_1} = \frac{qu}{Q_1} e^{-c},$$

поэтому:

$$Z = \frac{4 \cdot J}{d^2} \cdot \frac{qu}{Q_1} e^{-c} (\cos \theta - \varphi \sin \theta)^{-1} \operatorname{tg} \theta.$$

Эту формулу мы должны применять при проектировании орудия. Пренебрегая влиянием трения газов, вырывающихся из снаряда во время его движения в канале орудия, что трудно поддается анализу, получим, что сила отдачи в реактивной пушке определяется формулой:

$$-(Z \sin \theta + \varphi \cos \theta).$$

Вращающий эффект, действующий при выстреле на орудие, нейтрализуется реакцией цапф и равен и противоположен моменту M (форм. 37).

Заметим, что сила, названная нами отдачей, направлена вперед и возникает благодаря трению между нарезками и каналом. Эта сила весьма мала, как это видно из последующего примера. В нашем случае нарезки сделаны прямоугольного сечения и стальной поясok снаряда имеет нарезные зубцы. Можно совершенно уничтожить силу отдачи, снабдив снаряд вспомогательными трубками, дающими потенциальную отдачу обратного знака, которую можно подсчитать и которая аннулирует силу Z .

) Числовой пример, относящийся к расчету нарезки и отрицательной отдачи (калибр 190 mm).

Ранее был рассмотрен снаряд калибра 190 mm. Узкое сечение сопла имело диаметр 150 mm, сечение $S = 177 \text{ cm}^2$. Этим данным соответствовал секундный расход газа:

$$q = 0,0065 \cdot 177 \cdot 1000 = 1150 \text{ kg/sec.}$$

Скорость истечения $v = 2440 \text{ m/sec.}$

опытная кривая при начальной скорости, полученной со снарядами, выбрасываемыми обычной пушкой. На практике коэфф. полезного действия реактивного снаряда несколько больше 0,66 по сравнению с обычной пушкой (с коэффициентом 1), так как в этом случае потери энергии гораздо меньше, чем при обыкновенном снаряде. Коэффициент полезного действия пушки Дэвиса равен около 0,5 по сравнению с обыкновенной пушкой (коэффициент которой принят за 1).

Средний вес снаряда 100 kg, величина $c = 0,2252$.

Приняв начальную скорость равной таковой же при гаубице, положим

$$\operatorname{arctg} \theta = 0,09; \cos \theta = 0,996; \sin \theta = 0,09.$$

Коэффициент трения стали по стали при хорошей полировке примем 0,15.

Момент энергии снаряда относительно продольной оси $J = 0,063$.

Высоту зубцов нарезки примем 4 mm, тогда $d = 0,194$ m.

Получаем:

$$Z = \frac{4 \cdot 0,063 \cdot 1150 \cdot 2440 \cdot 0,09}{0,194 \cdot 0,194 \cdot 1,252 \cdot 0,983} = 13800 \text{ kg}.$$

Сила отрицательной отдачи равна:

$$0,115 \cdot 0,983 \cdot 13800 + 0,09 \cdot 13800 = 3260 \text{ kg}.$$

Такая отдача уже допустима для самолета весом 10000 kg. Но мы видели уже, как ее можно аннулировать.

Вращательный момент, передаваемый каналу орудия, равен:

$$M = 13800 \cdot 0,097 \cdot 0,983 = 1330 \text{ kg-m}.$$

И этот момент можно аннулировать при помощи вышеупомянутых трубок.

Определим теперь, какова должна быть длина канала орудия, чтобы в нем закончилась вторая фаза.

Из (30) получаем:

$$\frac{100}{1150} (0,1152 \cdot 2440 - 490) = 5,22 \text{ m},$$

т. е. длина пушки равна 27,5 калибрам, но следует ее делать около 30 калибров, чтобы направить снаряд и в первой части 3-й фазы.

к) Заметка об обыкновенных снарядах и пушке.

Из общей механики жидкости известно, что при скорости истечения газа u и секундном расходе его q , давление на неограниченную плоскость, нормальную к потоку будет:

$$r = \frac{q}{g} (u - v), \quad (40)$$

где v — скорость движения этой плоскости, перемещающейся в направлении (u). Это позволяет сделать переход к формуле (13), относящейся к реактивному снаряду.

Таким образом, если приходится изучать движение массы, соединенной с поверхностью, получившей толчок, то можно применять формулы, идентичные с выведенными. Черт. 151g представляет орудие обыкновенного действия. Все вышесказанное можно было бы приложить к этому случаю лишь при условии, что газовая струя оставалась бы сжатой (сечение и скорость постоянны во все время действия на днище снаряда, что невозможно) и что площадь днища бесконечно велика, или имела такую величину, чтобы струйки газа направлялись, как показано на черт. 151h.

Так как эти условия практически не осуществимы, то необходимо добавить множитель, меньший единицы во втором члене формулы (40).

Коэффициент полезного действия обычной пушки будет во всяком случае меньше, чем реактивной.

1) Акционный снаряд, введенный в трубку.

На черт. 152 сверху изображен акционный (выталкиваемый газами, получающимися извне снаряда) снаряд, заключенный в трубу.

В этом случае газы не могут идти, как показано стрелками на черт. 151h, и не могут распространяться радиально. Поэтому в трубе возникает статическое давление, и здесь не может быть речи об акционном снаряде.

Если струя газа малого сечения относительно сечения канала трубы действует на днище снаряда, то получается картина на черт. 152, 2-й сверху. Однако в этом случае, в зоне пограничной между прямым и обратным потоками, получатся такие вихри, что нарушится правильное движение струй, и не будет достигнута скорость снаряда, предполагаемая теорией.

В случае, показанном на черт. 152 сверху, можно принять, что внутри трубы образуется статическое давление, которое, отнесенное к единице площади, равно таковому же, когда поток свободного газа действует на основание изолированного снаряда.

Поэтому пушка с акционным снарядом не представляет никаких преимуществ с обыкновенной пушкой, и коэффициент ее полезного действия меньше такового же реактивной пушки, которая, в свою очередь, равен 0,66 такового же обыкновенной пушки.

Сила отдачи акционной пушки равна реакции при истечении газа из камеры сгорания, выраженной формулой (13), где v следует положить $= 0$.

Величина этой силы того же порядка, как и в эквивалентной обыкновенной пушке. Отдача теоретически аннулируется в случае по черт. 152 (две сверху), когда камера сгорания и труба жестко соединены друг с другом.

Черт. 151e дает приблизительное представление о начальных скоростях, получаемых с пушкой и акционным снарядом (турбо пушка), в зависимости от отношения веса заряда к весу снаряда. Из него можно сделать вывод, что при пушке с акционным действием для получения начальной скорости 1000 m/sec , отношение $\frac{Q}{\pi}$ должно равняться 0,54, т. е. при снаряде весом 50 kg заряд должен теоретически равняться 27 kg . Для получения подобной же скорости в обыкновенной пушке заряд равнялся бы 20 kg .

В акционных (турбо) пушках, для избежания больших размеров камеры необходимо применять более высокие давления, чем в обычных пушках, и обратно, при низких давлениях, придется увеличивать вес камеры, так как ее объем будет больше объема обыкновенной пушки.

Наконец, если желательно, для получения практического коэффициента полезного действия, равного теоретическому, заставить функционировать снаряд внутри канала (черт. 152 сверху) (при этом будет потеря энергии такая же, как и при обыкновенном снаряде), то труба должна испытывать давление на единицу поверхности почти такое же, как и в обыкновенной пушке.

Поэтому турбо-пушка не представляет никаких преимуществ по сравнению с обычной.

м) Обычные пушки без отдачи.

Ранее мы говорили о пушке Дэвиса, отдача которой уничтожается контр-снарядом, обладающим тем же количеством движения, что и сам снаряд. Очевидно, того же результата можно достигнуть в обыкновенной пушке, используя количество движения некоторой части газа высокого давления, вырывающегося из отверстия в направлении, обратном полету снаряда.

Пусть P' — полное давление на дно канала. Оно будет достаточно для получения реакции P' , образующейся при выходе газа из упомянутых трубок.

Так как $P' = A \cdot P$, где P — давление на единицу площади внутри канала, то достаточно, чтобы через отверстия вырывался тот же газ, который находится внутри пушки. Получающаяся при этом реакция, при постоянном на практике u , будет пропорциональна P и равна:

$$AP = \frac{q}{g} \cdot u.$$

Здесь q , как мы уже видим, пропорционально P в фазе воспламенения, когда давление можно на практике принять постоянным и пропорциональным $P^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}}$ (т. е. пропорциональным P , так как γ , как полагают все авторы, невелико) в периоде расширения.

На основании этих данных не представляет затруднений рассчитать отверстия и заряд для уничтожения отдачи и для получения требуемой начальной скорости.

После всего вышесказанного в предыдущем параграфе можно заключить, что турбо-пушка вполне соответствует рассматриваемому здесь случаю, но нужно лишь исключить эффект действия газов на дно ее. Такая пушка в отношении той же начальной скорости снаряда, соответствует обычной пушке, в канале которой устроены соответствующих размеров отверстия для отводов газов.

Принимая положение, что внутри канала пушки с пониженным давлением не может получиться динамическое давление на дно снаряда, а лишь статическое, имеем вывод, что среднее давление, необходимое для сообщения снаряду данной начальной скорости, должно равняться среднему давлению, необходимому для получения той же начальной скорости в обыкновенной пушке (при одинаковых весе снаряда и длине его пути в канале).

Как следствие, также вытекает, что заряд пушки с пониженной отдачей должен быть выше такового же в обыкновенной пушке, при равных весах снарядов и путей их в канале.

Ствол пушки должен иметь тот же вес, что и у обыкновенной, но зарядная камера ее будет тяжелее, больше и испытывать больше давления.

Пушка, о которой мы говорим, представляет попытку решения вопроса об уменьшении отдачи, но с точки зрения баллистики всегда возможно спроектировать обыкновенную пушку, которая при меньшем заряде, при давлении равном и даже меньшем, дает начальную скорость снаряду такую же, как и пушка с пониженной отдачей.

п) Расчет заряда для упомянутой пушки.

Чтобы отдать себе отчет, каково потребуется увеличение заряда, чтобы указанным способом аннулировать отдачу, была испытана пушка 152/45. Вес снаряда 46,5, заряда 13,9. Начальная скорость, при среднем давлении 1600 kg/cm^2 , была 830 m/sec . Для получения такой же скорости при пушке с пониженной отдачей, необходимо то же среднее давление. Заряд в такой пушке будет:

$$Q' = Q + \int_0^t q dt.$$

Для краткости и не уклоняясь от истины, можно вычислить q по теореме о средних величинах, выразив, что реакция сопла должна равняться части K силы отдачи, которую желательно устранить:

$$q_m \frac{u_m}{g} = K P_m A;$$

$$\int_0^t q dt = K \frac{P_m A g}{u_m} t.$$

Величину t можно, с достаточным приближением, определить, полагая движение снаряда равномерно ускоренным при среднем ускорении:

$$\frac{P_m \cdot A \cdot g}{Q}.$$

Обозначая через L длину пробега снаряда, получим время этого пробега:

$$t = \sqrt{\frac{2L \cdot Q}{P_m A g}}.$$

После подстановки, получим:

$$\int_0^t q dt = \frac{K}{u_m} \sqrt{2 Q P A g L}.$$

При 152— $L = 6 \text{ m}$, $A = 0,01815 \text{ m}^2$ и $\gamma = 1, 2$, получим $u = 2900 \text{ m/s}$. При полном аннулировании отдачи, т. е. при $K = 1$, получим:

$$\int_0^t q dt = \frac{1}{2900} \sqrt{2 \cdot 46,5 \cdot 16000000 \cdot 0,01815 \cdot 9,81 \cdot 6} = 13,75 \text{ kg}.$$

Итак, в рассматриваемой пушке для того, чтобы бросить снаряд со скоростью 830 m/sec , как в обычной пушке 152 с зарядом $13,9 \text{ kg}$, необходимо заряд $13,9 + 13,75 = 27,65 \text{ kg}$.

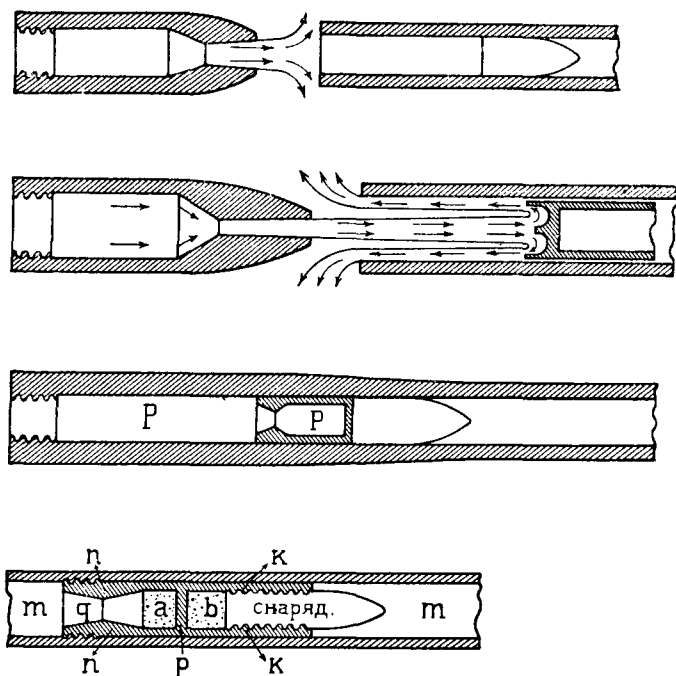
Снаряд реактивного действия и турбо-пушка дали бы, при

$$\frac{Q}{\pi} = \frac{27,65}{46,5} = 0,595,$$

такую же начальную скорость (теоретически 1050 m/sec).

Уничтожение силы отдачи в обыкновенной пушке можно получить путем соединения камеры сгорания с соплами, направленными к казенной части и заряженными веществом, взрывающимся одновременно с зарядом в пушке.

Хотя подобные способы решения вопроса уничтожения отдачи и кажутся полезными в некоторых случаях, однако, их не следует применять на легких платформах, в роде тех, которые имеют место на моторных лодках и аэропланах.



Черт. 152. Снаряды Пеня.

о) Закрытая пушка с реактивным снарядом.

Предположим, что внутри обыкновенной закрытой в казенной части пушки находится реактивный снаряд. Пусть сорт пороха, форма сопла и прочность стенок камеры сгорания снаряда таковы, что получается значительная разница давлений внутри камеры снаряда и внутри пушки; тогда извергающийся из сопла газ произведет реакцию, и его кинетическая энергия, благодаря ударам и вихрям, преобразуется в тепловую.

В некоторый момент t снаряд передвинется внутри канала на путь x и газ, находящийся внутри канала, будет в таком же состоянии, как и в обыкновенной пушке одинаковой силы, когда полностью сгорит ее заряд:

$$\int_0^t q dt$$

и произведет работу:

$$\int_0^t A p dx.$$

Здесь p — давление в канале пушки.

Этих положений было бы достаточно для составления дифференциальных уравнений, необходимых для решения задачи. Однако, аналитическое интегрирование их весьма сложно, так как нет экспериментальных данных о распределении давлений внутри канала во время пути снаряда.

В виду отсутствия этих данных, мы ограничимся в настоящем исследовании приближенной теорией, основанной на результатах, полученных при изучении полета свободного снаряда.

Диаграмма p_x нашей пушки будет аналогична таковой же для обыкновенной пушки, разве только сместится ордината, соответствующая максимальному давлению. Для первого приближения предположим, что среднее давление в нашем случае эквивалентно таковому же в обычной пушке при равных весах заряда и снаряда.

Разность давлений внутри камеры снаряда и внутри канала пушки (каковая должна быть возможно больше и дольше, что зависит от подбора сорта пороха) примет некоторое среднее значение, которой будет соответствовать некоторая средняя скорость истечения газов из сопла и расход этого газа из сопла. Назовем через F среднюю силу, толкающую снаряд. (Черт. 152, 2-й снизу).

Тогда:

$$F = Ap + \frac{q_m \cdot u_m}{g} - \frac{q_m}{g} \int_0^t \frac{Fg}{Q} dt \quad (41)$$

Интегрируя это выражение по способу, указанному выше, получим:

$$F = \left(Ap_m + \frac{q_m u_m}{g} \right) e^{-\frac{q_m t}{Q}} \quad (42)$$

Подставим значение F в:

$$v = \frac{g}{Q} \int_0^t F dt.$$

И после интегрирования получим:

$$v = \frac{g}{q_m} \left(Ap_m + \frac{q_m u_m}{g} \right) \left(1 - e^{-\frac{q_m t}{Q}} \right) \quad (43)$$

Количество q_m должно удовлетворять условию: $q_m \tau = Q$ (т. е. равняется весу заряда), где τ — время пробега снаряда в канале.

Предположим для простоты, что движение равномерно ускоренное. Тогда:

$$\tau = \frac{Q}{q} = v \frac{Q}{Fg}.$$

Подставляя значение F из (42), получим уравнение 1-ой степени относительно q_m , из которого имеем:

$$q_m = \frac{QgApe^{-\frac{Q}{Q}}}{-Q u_m e^{-\frac{Q}{Q}} + v Q} \quad (44)$$

р) Численный пример.

Формулы (43) и (44), очевидно, не имеют руководящего значения, так как они получены при приближенных допущениях. Однако, они указывают, до какой величины может достигнуть начальная скорость снаряда. Они дают возможность вычислить приблизительные размеры сопла при равных весах заряда и реактивного снаряда.

Эти подсчеты подтверждаются опытами.

Обратимся опять к упомянутой выше пушке 152/45 с пониженной отдачей. Данные для нее следующие:

$$\Omega = 13,9; A = 0,01815; P_m = 16000000; Q = 46,5 + \frac{13,9}{2} = 53,45.$$

$$\frac{13,9}{53,45} = 0,26; e^{-0,26} = 0,772; 1 - e^{-0,26} = 0,228; \gamma = 1,2.$$

Предположим сорт пороха и прочность камеры таковыми, что допустима разность давлений внутри камеры и в канале — 1000 kg/cm^2 , так что $P_m = 2600 \text{ kg/cm}^2$.

По формуле (44) определим $q = 900 \text{ kg/sec}$. По формуле (5):

$$P_m = \left(\frac{\gamma + 1}{2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} p_m.$$

Поэтому:

$$u_m = \sqrt{\frac{2,4}{0,2} \cdot \frac{26000000}{26,3} \left[1 - \left(\frac{16}{26} \right)^{\frac{0,2}{1,2}} \right]} = 975 \text{ m/sec.}$$

$$26,3 = \rho_m = \frac{P_m}{gRT} = \frac{26000000}{9,81 \cdot 100800}.$$

Из формулы (43):

$$v = \frac{9,18}{900} \left(290000 + \frac{900}{9,81} \frac{975}{0,228} \right) 0,228 = 944 \text{ m/sec.}$$

т. е. получается выигрыш в 14% в скорости и в 30% в энергии, при равенстве заряда с таковым же в обыкновенной пушке.

Это преимущество еще более увеличится, если повысить разность давлений сверх 1000 kg/cm^2 .

Изложенная теория позволяет рассчитать размеры сопла снаряда.

q) Замечания относительно показателей и коэффициентов истечения.

В предыдущих подсчетах не были использованы коэффициенты сжатия при истечении газа, равно как и показатели истечения Цейнера. Поэтому неучтена и 3-я фаза, которая оказывает заметное влияние на начальную скорость. Показатель Цейнера не мог быть принят во внимание из-за отсутствия опытных данных и в том его значении, которое могло бы быть при малой разности давлений. Эти, интересующие нас данные, может дать только опыт.

Во всяком случае полученные приближенные результаты кажутся достаточными для оценки исследованных величин, тем более, что это подтверждено опытом.

г) Определение наибольшего давления в камере сгорания реактивного снаряда.

Может быть такой случай заряжания реактивного снаряда, при котором скорость полного газообразования заряда равна секундному расходу через сопло. Также возможен случай, когда плотность заряжания выражена тем же самым числом, которые выражает удельный вес взрывчатого вещества, т. е. когда в камере сгорания не остается места, свободного от вещества и доступного газам, которые должны, по мере образования, вырываться из сопла. В таком гипотетическом случае, который может быть лишь в начале взрыва, когда плотность заряжания для баллистита 1,6, наибольшее давление можно предугадать следующим образом.

Скорость (E) газообразования порохового зерна пропорциональна мгновенной его поверхности σ , плотности вещества и линейной скорости w его воспламенения.

Эта скорость является функцией мгновенного давления и пропорциональна произведению линейной скорости горения на давление в n -ой степени.

$$E = \sigma \cdot \delta \cdot w \cdot P^n.$$

Если y есть отношение между мгновенной толщиной зерна и половиною минимального размера зерна, и a , h , μ — характеристики его формы, v_0 — его начальный объем, l_1 — половина его минимального размера, то —

$$\sigma = \frac{v_0}{l_1} a (1 - 2hy + 3\mu y^2) \quad (46)$$

Это выражение мы можем ввести в нашу формулу. Если заряд весом Ω содержит N зерен, то:

$$N = \frac{\Omega}{v_0 \delta}. \quad (47)$$

Скорость полного газообразования будет:

$$E_t = \frac{\Omega}{l_1} a w P (1 - 2hy + 3\mu y^2) \quad (48)$$

Расход через сопло в секунду:

$$q = K S_m P \quad (8)$$

Приравнявая E_t и q , получаем искомую формулу, определяющую давление в нереальном случае, когда объем камеры сжимается во время горения, так что плотность заряжания остается постоянной:

$$P = \left[\frac{\Omega a w (1 - 2hy + 3\mu y^2)}{l_1 K S_m} \right]^{\frac{1}{1-n}} \quad (49)$$

Нам достаточно знать, для определения мощности снаряда, максимальное давление в камере сгорания. Для зерен обычной формы в виде нитей или брусков прямоугольного сечения имеем: $\mu = 0$.

В этом случае, который является обычным, максимальное давление, при равенстве всех остальных условий, будет в начале явления, когда $y = 0$. Это давление при плотности заряжания 1,6 будет:

$$P_{\max} = \left(\frac{\Omega a w}{l_1 K S_m} \right)^{\frac{1}{1-n}} \quad (50)$$

Если плотность заряжания будет меньше 1,6, то и максимальное давление будет меньше того, которое определяется по (50), и тогда в нее необходимо ввести фактор, учитывающий эту плотность, что подтверждается и опытами. Здесь под плотностью заряжания подразумевается отношение веса заряда, находящегося в камере сгорания, к весу заряда, целиком заполняющего камеру. Предположим для простоты, что функция плотности заряжания является линейной, тогда сравнение результатов опыта и результатов подсчета по нижеприведенной формуле указывает на величину, отличную от тех, которые даются авторами трудов по внутренней баллистике обыкновенной пушки.

Формула автора имеет вид:

$$P_{max} = \left(\frac{\Omega a \Delta w}{l_1 K S_m} \right)^{\frac{1}{1-n}} * \quad (51)$$

В этой формуле:

Ω — вес заряда в *kg*.

Δ — относительная или объемная плотность заряжания.

w — линейная скорость сгорания, при $P=1$ равная около 0,002.

l_1 — половина минимальной толщины первичного зерна (метр.).

K — в среднем 0,0065.

S_m — площадь в *см²* минимального сечения сопла.

a — имеет следующие значения для разных зерен:

нити или полосы 1×1	$a = 2$
двойные полосы	$a = 1.5$
тройные	$a = 1.33$
четверные	$a = 1.2$
десятиричные	$a = 1.1$
листки	$a = 1.$

$n = 0.56$.

Подставляя основные числа в формулу, получим:

$$P_{max} = 0,067 \left(\frac{\Delta \Omega a}{l_1 S_m} \right)^{2,28} \quad (52)$$

В частном случае при

$$\Delta = 0,6, \Omega = 0,1 \text{ kg}, a = 2, l_1 = 0,0005 \text{ m}, S = 2,5 \text{ cm}^2,$$

получим.

$$P = 2140 \text{ kg/cm}^2.$$

с) Обычные снаряды, выбрасываемые без отдачи легкой пушкой с обычными начальными скоростями.

Хотя предыдущие рассуждения и указывают на возможность получения начальных скоростей реактивного снаряда от 300 до 400 *m/sec* без значительного веса заряда, однако нижеследующее предложение могло бы иметь большое значение для вооружения аэрокораблей.

*) Из этой формулы следует, что величина показателя $n=1$, принимаемая большинством авторов для упрощения представления о скорости горения, не допустима. Действительно, при $n=1$ следует $P=\infty$, что невозможно. Из той же формулы видно, что при $S_m=0$, $P=\infty$, что также невозможно (взрыв в замкнутой камере).

В этом случае следует вместо формулы (8) в подсчеты ввести выражение, зависящее от характеристического уравнения газов-продуктов сгорания, в котором фигурировал бы объем горючего.

Возможно ли на практике метать обычные снаряды с начальными скоростями от 700 до 800 m/sec без значительной отдачи и из легкой пушки?

Обычные снаряды имеют следующие преимущества перед удлиненными с собственной камерой сгорания.

1. Точность рассверловки.

2. Точность траектории.

3. Большая действительность поражения снарядом, так как в реактивном снаряде камера сгорания, летящая со снарядом, бесполезно поглощает часть его кинетической энергии.

Означенной цели можно достигнуть при помощи следующего устройства (черт. 152 внизу) пушки без отдачи. Пушка имеет канал, открытый с обоих концов ($m'm$).

Внутри пушки может двигаться трубка nn , с перегородкой (P) посредине. В задней части трубки, за перегородкой, помещается заряд (a) и сопло (q). Снаружи трубки имеется ведущая нарезка для вращения во время пробега вдоль канала. Спереди перегородки помещается заряд (b), а перед ним снаряд, который имеет так же нарезки для вращения, когда он будет зарядом b выбрасываться из трубки p . Выстрел производится следующим образом:

Сначала взрывается заряд a и внутренняя трубка-пушка скользит вправо, как реактивный снаряд, внутри наружной пушки. Когда она дойдет до конца наружной пушки, взрывается второй заряд (b). Тогда снаряд вылетает из внутренней пушки, а последняя, под влиянием отдачи, возвращается в прежнее положение, по возможности плавно и без толчков.

Применение подобного принципа к обычным пушкам позволит метать снаряды на сотни километров. Однако, предпочтительнее применять наибольшие начальные скорости для действительности стрельбы с полыми траекториями.

т) Заметка о внешней баллистике снарядов, метаемых с аэрокараблей.

Вопрос о полете снаряда, метаемого с большой высоты (с аэрокарабля), является более сложным, чем при полете его при стрельбе из земной пушки. Усложнение происходит благодаря подвижности самого аэрокарабля в трех направлениях осей координат и колебанию его около этих осей, не говоря уже о влиянии сноса корабля ветром. Даже и при обычной земной стрельбе вычисление траектории снаряда представляет значительные трудности и нет точного решения получаемых дифференциальных уравнений.

Даже Сиаки оставил ряд вопросов этого рода не разрешенными.

Для нашего случая, можно, однако, было бы применить для решения уравнений метод проф. Паскаля, построившего интеграл и предложившего способ вычерчивания траектории. Подобный прибор, дополняющий таблицы стрельбы, мог бы способствовать разрешению поставленного вопроса.

и) Заключение.

На основании всего вышесказанного можно заключить, что уже в ближайшем будущем на аэрокараблях могут устанавливаться орудия, выбрасывающие снаряды весом до 1000 kg со скоростью 400 и более m/sec с большой высоты. Сопrotивляться этим снарядам с земли и с воды будет невозможно при помощи обычных средств защиты.

v) Заметка инженера Д. А. Крокко по поводу работы Пенья.

Инженер Д. Крокко поместил в журнале „Rivista aeronautica“ 1926 г. № 3 статью, в которой он указывает на расходимость полученных Пенья выводов с его собственными. Однако, эта расходимость, по мнению Крокко, идет не в ущерб, а в пользу заключений Пенья.

Приводим содержание статьи Крокко.

Рассмотрим случай реактивного снаряда Пенья и применим те же обозначения:

r — реакция.

q — секундный расход заряда.

g — ускорение силы тяжести.

u — скорость извержения газа.

v — скорость движения снаряда.

$m = \frac{q}{g}$ масса, выбрасываемая в секунду из камеры,

M — масса снаряда, включая заряд в момент t .

M' — „ „ „ „ „ „ $t + dt$.

$-dM = mdt$ — масса изверженного вещества за время dt .

Очевидно, что $M' = M + mdt$.

Для определения силы реакции, напомним уравнение количеств движения для моментов t и $t + dt$.

1. Для момента t : Mv или $(M + mdt) v$

2. Для момента $t + dt$: $M(v + dv) + mdt(v + u)$

Приравнявая эти выражения, получим:

$$Mv + mvd t = Mv + Mdv + mvdt + mudt$$

или,

$$Mdv + mudt = 0 \quad (1)$$

Здесь u имеем знак противоположный v .

Уравнение (1) указывает на наличие реакции r , благодаря которой значительно возросла скорость dv массы M . Эта реакция равна:

$$r = -mu \quad (2)$$

Эта величина отличается от таковой же, полученной Пенья по уравнению (13), тем, что не зависит от v .

Этот результат, совпадающий с выводами Рябушинского, не представляется неожиданным. Масса mdt несется в пространстве с абсолютной скоростью $u + v$, но так как она обладала уже скоростью v вдоль пути снаряда, то она будет иметь относительную скорость u , от которой и зависит сила реакции.

Действительно, реакция r зависит от равнодействующей давления газа в камере сгорания, которые не уравновешены, благодаря наличию сопла, из которого газы могут выходить.

Благодаря этому и остаются давления, толкающие снаряд. На эти давления, очевидно, не влияет скорость снаряда v , которую и можно игнорировать.

Совсем другой случай представляется при работе двигателя, который толкает массу окружающей среды. Если эта масса неподвижна в пространстве и прибор имеет скорость v , то в этом случае реакция уменьшается на mv .

В реактивном же снаряде, где извергаемая масса вся заключается в самом снаряде и в момент t имеет уже скорость v , упомянутое уменьшение вводить нельзя

Если u — постоянно, то и $r = \text{const.}$ Тогда скорость снаряда просто определяется уравнением:

$$Mdv = -mudt = u dM$$

откуда

$$v = -u \log \frac{M_0}{M}.$$

Это выражение, заменяющее таковое же (24), полученное Пенья, дает большую начальную скорость и благоприятствует выводам Пенья и дает в числовых примерах лучшие результаты.

В заключение упомянем, что данная нами формула приводит к результатам, кажущимся парадоксальными, именно, что скорость снаряда v может сравняться и даже превзойти скорость извержения, и если выбрать соответственное отношение $\frac{M_0}{M}$, действительно при $\log \frac{M_0}{M} = 1$, т. е. когда $M_0 = 2,71 m$, $v = -u$. При этом вес заряда равен 0,631 полного начального веса снаряда. Теоретически говоря, можно получить любое значение v при данном u . Однако, при этом масса M_0 будет сильно возрастать и конечная масса снаряда будет весьма мала по сравнению с начальной.

ГЛАВА VII.

Реактивный метательный снаряд. Соч. Антонио де-Стефано.

В журнале „Rivista di Artiglieria e Genio“ (Settembre—Ottobre 1926, pg. 1611) была помещена статья генерала Антонио де-Стефано, под заглавием „Реактивный снаряд“ (Il proietto a reazione).

Ниже излагается перевод этой статьи ¹⁾.

Современная ракета обладает малой меткостью. Хотя артиллеристы предложили ряд способов сделать ее более меткой, но успеха в этом отношении не достигли.

Хотя вращение снаряда повышает меткость, однако ранее для ракеты такого вращения достигнуто не было ²⁾.

Теперь же имеются средства пустить и вращающуюся ракету, придав ей соответственную форму и назвав ее реактивным снарядом.

Мысль, — выбрасывать из нарезной пушки, открытой с казенной части, снаряд, движущийся в пушке и вне ее при помощи сгорающего заряда находящегося в самом снаряде—не нова. Ею занимались, например, Компанелли и Леджиардо. Последний, применяя принцип ракет, производил опыты с 75 *mm* пушкой. Добиваясь уменьшения отдачи, он проделал в затворе несколько отверстий для выхода газов, но в результате получилась слишком малая скорость снаряда. С увеличением заряда, увеличивалась отдача, с увеличением количества отверстий уменьшалась начальная скорость снарядов. Действуя таким путем, он дошел до момента, когда увеличение заряда становится опасным для того, кто стоял позади орудия.

В настоящей статье, я намерен рассмотреть, каких результатов можно ожидать на практика от реактивного снаряда, каковы должны быть полный вес снаряда и вес заряда, какова должна быть наилучшая нарезка, какие можно получить скорости и т. п.

Я ограничился случаем уже рассмотренным Пенья и Крокко, когда реактивный заряд сгорает целиком или почти целиком, внутри пушки, так что не приходится принимать в расчет влияние сопротивления воздуха и силы тяжести на скорость, сообщаемую снаряду реактивным действием газов.

Скорость снарядов. Представим себе реактивный снаряд, состоящий из обыкновенного метательного снаряда и из трубки с соплом, содержащей заряд, плотно помещенный в ней в задней части снаряда.

¹⁾ Перевод этот сделанный Е. В. Агокас появился в журнале „Война и Техника“ № 4, 1927 г. Нами также был сделан этот перевод. Но ввиду того, что впервые он был опубликован Агокасом, мы приводим этот последний с незначительными корректурными изменениями и примечаниями.

²⁾ Автор очевидно говорит лишь о ракетных артиллерийских снарядах, так как обычные ракеты уже устраиваются вращающимися (например, по патентам Годдара).

Пусть gM — вес всего снаряда, т. е. вместе с реактивным зарядом, и пусть gm вес газов, выбрасываемых в секунду. Начнем счет времени с момента воспламенения заряда, и пусть v скорость снаряда к моменту времени t и u ³⁾ (считаемая положительной в направлении выхода газов) — скорость истекающих газов относительно снаряда.

Количество движения снаряда, за исключением массы mdt взрывчатого вещества, которое должно преобразовываться в газ в течении времени dt , во время t будет $(M - mt - mdt) v$, а во время $t + dt$ будет $(M - mt - mdt) (v + dv)$. В течение времени dt преобразуется в газ упомянутое количество взрывчатого вещества mdt , которое во время t имеет скорость v , а во время $t + dt$ скорость $v - u$.

Если отсутствуют силы, действующие на снаряд и на газы, т. е., если мы не принимаем в расчет сопротивление воздуха, силу тяжести и другие второстепенного значения, то получим: $(M - mt - mdt) (v + dv) - (M - mt - mdt) v$ для снаряда, и $m (v - u) dt - mv dt$ — для заряда.

Или:

$$(M - mt - Mdt)(d + dv) - (M - mt - mdt) v + m (v - u) dt - mv dt = 0.$$

Откуда, сокращая и пренебрегая бесконечно-малым высшего порядка, получим:

$$(M - mt) dv = m u dt.$$

Интегрируя в пределах времени от 0 до t , получим:

$$v = -u \log_e \frac{M - mt}{M} \quad (1)$$

Если приходится принимать в расчет сопротивление воздуха и силу тяжести, то обозначая через Θ угол наклона касательной к траектории к горизонту в момент t , получим уравнения проекций сил на две оси координат:

$$(M - mt) d(v \cos \Theta) - mu \cos \Theta dt = - (M - mt) f(v) \cos \Theta dt \quad (2)$$

$$(M - mt) d(v \sin \Theta) - mu \sin \Theta dt = - (M - mt) f(v) \sin \Theta dt - g (M - mt) dt \quad (3)$$

Умножим уравнение (2) на $v \sin \Theta$, а уравнение (3) на $v \cos \Theta$, вычтем почленно одно из другого и разделим на $v^2 \cos^2 \Theta$, тогда получим:

$$g dt = - \frac{v d \Theta}{\cos \Theta} \quad (4)$$

Подставляя эту величину в уравнение (2), получим уравнение годографа:

$$gd(v \cos \Theta) + \frac{mu v d \Theta}{M - mt} = vf(u) d \Theta, \quad (5)$$

которое отличается от уравнения баллистики обыкновенных снарядов прибавлением члена

$$\frac{mu v d \Theta}{M - mt}.$$

³⁾ А. де-Стефано обозначает в своей статье эту скорость то через (U) , то через (u) . Мы, как и Агокас, сохраняем постоянное одно обозначение u .

Последний уничтожается при $u = 0$, и тогда уравнение (5) приводится к обыкновенному уравнению баллистики.

Подставляя найденную величину dt в выражения:

$$dx = v \cos. \Theta dt \text{ и } dy = v \sin \Theta dt,$$

получим:

$$gdx = -v^2 d\Theta \text{ и } gdy = -v^2 \operatorname{tg} \Theta d\Theta. \quad (6)$$

Уравнения (6) и (4) не отличаются от обычных уравнений баллистики, но значения x , y и t —иные, при одинаковых параметрах, определяющих траекторию, поэтому и величина скорости, определяемой уравнением (5) будет иная.

Заканчивая этим рассмотрение вопроса в более общем случае, переходим к исследованию частного случая.

Введем обозначения:

A — площадь поперечного сечения сопла, в котором скорость истечения газов — u .

u — скорость истечения газов.

δ — плотность газа в момент прохождения его через указанное сечение сопла.

δ_0 — плотность взрывчатого вещества.

δ_1 — плотность газа в камере сгорания.

q — часть заряда, сгоревшая в течение времени t .

ω — вес реактивного снаряда.

W — объем камеры сгорания реактивного снаряда.

α — коэф. волн. взрывчатого вещества.

f — сила взрывчатого вещества.

P — давление во время t .

γ — показатель политропы при адиабатическом расширении газов.

w — скорость сгорания зерна заряда при постоянном (unitaria) давлении.

$2l_1$ — толщина зерна.

y — часть толщины зерна, сгорающая за время t .

T — Температура сгорания.

R — газовая постоянная.

Давление внутри камеры. Принимая во внимание, что вес газа, вытекшего из трубки с самого начала за время t , равен

$$Ag \int_0^t \delta u dt,$$

и что в уравнении Нобля вес этот вычтен из части ωq сгоревшего заряда, и потому он более не участвует в изменении давления, получим:

$$P = f - \frac{\omega q - Ag \int_0^t \delta u dt}{W - \alpha (\omega q - Ag \int_0^t \delta u dt) - \frac{\omega}{\delta_0} (1 - q)} \quad (7)$$

Скорость истечения при атмосферном давлении определяется уравнением

$$u^2 = \frac{2 P \cdot v_0 \gamma}{m (\gamma - 1)} \left(1 - \frac{1}{P^{\frac{1}{\gamma}}} \right)$$

Здесь v_0 — объем (за вычетом коволюма) весовой единицы газа и $m = \frac{1}{g}$ масса того же газа в камере сгорания.

Пренебрегая коволюмом, примем

$$m = \delta_1 v_0 \text{ и } \frac{P}{\delta_1} = gR T_0.$$

В отношении последней формулы предполагаем, что газы, несмотря на легкое расширение, при котором выполняется небольшая работа, находятся в камере при температуре T_0 . В то же время, при допущении расширения газа при выходе по адиабате, получим:

$$\delta = \delta_1 \frac{1}{P^{\frac{1}{\gamma}}} = \frac{\rho^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{gR T_0}$$

Скорость истечения будет:

$$u = \sqrt{\frac{2 P_1}{\delta_1 (\gamma - 1)} \left(1 - \frac{1}{P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right)} = \sqrt{2g R T_0^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left(1 - \frac{1}{P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right)} \quad (8)$$

в результате

$$u\delta = \sqrt{\frac{2\gamma}{gRT_0(\gamma-1)} \left(P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) P^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

Известно, что сгоревшая часть заряда определяется формулой

$$q = ay (1 - \lambda y + \mu y^2) \quad (9)$$

Предположим, что скорость сгорания изменяется пропорционально первой степени (prima potenza)¹⁾ давления (известно, что опыты не дали единой величины этого показателя); тогда получим:

$$y = \int_0^t P dt \quad (10)$$

Подставляя это значение y в (9), и величины δu и q в (7), получим дифференциальное уравнение, связывающее P и t , из которого можно определить P в зависимости от t .

Зернистость взрывчатого вещества. Особое внимание мы обращаем на то, чтобы P не превосходило данной величины P_m с тою целью, чтобы не превзойти сопротивления, допускаемого для стенок камер реактивного заряда. Для того, чтобы получить больше скорости снаряда, необходимо, чтобы P сохраняло приблизительно максимальную величину, принятую для P_m во время сгорания заряда, так как согласно уравнению (1) скорость снаряда повышается с (u) , а из (8) — (u) — увеличивается с P .

Необходимо, чтобы P возросло в кратчайший срок до величины P_m и сохраняло эту величину до конца сгорания заряда. Газ, который остается в камере, выйдет одновременно с быстрым понижением P .

Из уравнений (7, 8, 9, 10) можно вычислить значение P для любого момента; однако, величины P в начале и конце оказывают малое влияние на скорость снаряда. Если поставить условие, что количество газов

¹⁾ Агокас переводит это выражение „первоначальная сила“.

вытекающих при давлении $P = \text{const}$, равно количеству газов образующихся, то должно быть:

$$\omega = \frac{dq}{dt} = A g \delta u. \quad (11)$$

или:

$$a \frac{\omega}{l_1} P \left(1 - 2 \frac{\lambda \omega}{l_1} \int_0^t P dt + 3 \frac{\mu \omega^2}{l_1^2} \left[\int_0^t P dt \right]^2 \right) = A g \delta u.$$

Здесь t_0 — время, момент, когда это соответствие начало осуществляться. Чтобы это имело место независимо от времени, необходимо, чтобы $\mu = \lambda = 0$, каковому условию удовлетворяют пластинки и длинные трубки с отверстиями; при этих трубках также $a = 1$.

Сечение сопла трубки. Из последнего уравнения имеем:

$$A = \frac{\omega W P_m}{g l_1 \delta u} \quad (12)$$

при условии, что $P = P_m$ и остается предельной, если l_1 определено по ниже приведенному уравнению (17).

Однако P не постоянно и в действительности нет строгого соответствия между u скоростью истечения и весом вытекающего газа в единицу времени, что видно из уравнения (7), так как по мере сгорания заряда увеличивается свободный объем камеры. В результате получается незначительное уменьшение скорости снаряда.

Применяя упомянутые формулы на практике, мы приходим к выводу, что необходимо доводить заряд до полного сгорания вне пушки, потому что иначе для A получилась бы величина гораздо больше той, которая возможна быть допущенной.

Вес реактивного заряда, масса, выталкиваемая в единицу времени. Продолжительность сгорания.

Полагая s — путь, пройденный снарядом, и считая его $s = 0$ при $\tau = 0$ получим из (1):

$$\frac{ds}{dt} = -u \log_e \frac{M - mt}{M},$$

откуда, интегрируя:

$$\begin{aligned} s &= \frac{uM}{m} \int \log_e \frac{M - mt}{M} d \frac{M - mt}{M} = \frac{u}{m} (M - mt) \left(\log_e \frac{M - mt}{M} - 1 \right) + \frac{uM}{m} = \\ &= \frac{uM}{m} \left\{ \frac{M - mt}{M} \left(\log_e \frac{M - mt}{M} - 1 \right) + 1 \right\}. \end{aligned} \quad (13)$$

Вообще начальная скорость будет v и полный путь снаряда — L .

Из формулы (1) имеем:

$$mt_1 = M \left(1 - e^{-\frac{v}{u}} \right). \quad (14)$$

Здесь t_1 — время, употребляемое снарядом для достижения скорости v .

Из формулы (13) имеем:

$$m = \frac{uM}{L} \left\{ 1 - \left(\frac{v}{u} + 1 \right) e^{-\frac{v}{u}} \right\} \quad (15)$$

и, отсюда,

$$t_1 = \frac{L}{u} \frac{1 - e^{-\frac{v}{u}}}{1 - \left(\frac{v}{u} + 1 \right) e^{-\frac{v}{u}}} \quad (16)$$

Заметим, что $gmt_1 = \omega$ и в результате, на основании (14), определяется, какая часть веса снаряда относится на заряд.

Толщина зерна. Толщина пластины или трубки пороха дается формулой

$$l_1 = w P_m t_1 \quad (17)$$

Объем камеры. Величина W в формуле (12) может быть любая, что оправдывается следующими соображениями: какова бы не была величина W , лишь только газы достигают давления P_m , входящего в уравнение (12), количество газов, образовавшееся от сгорания, равно, по (11), количеству вытолкнутых газов и, следовательно, давление не может возрастать.

В зависимости от величины W изменяется время (определяемое по (7), которое требуется, чтобы газы достигли давления P_m .

Полный вес снаряда. Пусть P_m —давление внутри реактивной камеры, D —калибр снаряда, равный внешнему диаметру трубы, образующей камеру, D_1 —внутренний диаметр ее. Тогда имеем:

$$\frac{D}{D_1} = \sqrt{\frac{m\theta + (m-1) P_m}{m\theta - (m+1) P_m}} \quad (18)$$

Положим $m=3$. Тогда получим толщину стенки по величине скорее больше действительной, чем меньшей.

Пусть l —длина трубки с зарядом, удельный вес стали 7,8. Вес трубки будет:

$$7,8 \frac{\pi}{u} (D^2 - D_1^2) l.$$

Пусть p —вес снаряда, выбрасываемого из современных пушек, gM вес всего снаряда и $gM \left(1 - e^{-\frac{v}{u}} \right)$ —вес всего заряда. Тогда:

$$7,8 \frac{\pi}{4} (D^2 - D_1^2) l + p + gM \left(1 - e^{-\frac{v}{u}} \right) = gM.$$

Внутренний объем трубки $\frac{\pi}{4} D_1^2 l$. Предположим, что только часть ее (напр. $\frac{4}{5}$) занимает заряд с удельным весом 1,6, тогда

$$1,6 \frac{\pi}{5} D_1^2 l = gM \left(1 - e^{-\frac{v}{u}} \right),$$

откуда:

$$l = \frac{5gM \left(1 - e^{-\frac{v}{u}} \right)}{1,6 \pi D_1^2}.$$

Подставим это значение l в предыдущее уравнение:

$$\frac{7,8}{1,6} \cdot \frac{5}{4} \cdot gM \left(\frac{D^2}{D_1^2} - 1 \right) \left(1 - e^{-\frac{v}{u}} \right) + \rho + gM \left(1 - e^{-\frac{v}{u}} \right) = gM,$$

откуда:

$$gM = \frac{P}{e^{-\frac{v}{u}} - 6,1 \left(1 - e^{-\frac{v}{u}} \right) \left(\frac{D^2}{D_1^2} - 1 \right) - \left(6,1 \frac{D^2}{D_1^2} - 5,1 \right) \left(1 - e^{-\frac{v}{u}} \right) + 1} \quad (19)$$

Величина $\frac{D}{D_1}$ получается из (17), (u) — из (8). Поэтому уравнение (19) и дает вес gM всего снаряда.

Возьмем производную по P знаменателя формулы (19):

$$-6,1 \left(1 - e^{-\frac{v}{u}} \right) \frac{d \frac{D^2}{D_1^2}}{dP} + \frac{v e^{-\frac{v}{u}}}{2u^3} \left(6,1 \frac{D^2}{D_1^2} - 5,1 \right) \frac{du^2}{dP}$$

Так как $1 - e^{-\frac{v}{u}}$ и $1,6 \frac{D^2}{D_1^2} - 5,1$ больше нуля, $\frac{d \frac{D^2}{D_1^2}}{dP}$ по формуле (18) также больше нуля, а $\frac{du^2}{dP}$ по (8) меньше нуля, то вся производная отрицательна; это показывает, что знаменатель P уменьшается, а величина gM увеличивается при увеличении P .

В результате полезно, чтобы величина P была возможно меньше, так как при этом уменьшается вес снаряда.

Одновременно с уменьшением P уменьшается (u) , а это особенно важно, потому что из формулы (8) вытекает, что даже при очень низких давлениях величина (u) остается высокой (см. напр. работы Пенья и его диаграммы).

Приложения. Сделаем некоторые применения изложенного. Определим, например, вес реактивного заряда с начальной скоростью 500 m/sec, калибра 75 mm и при весе снаряда 6,5 kg.

Пусть максимальное давление в трубке с зарядом будет $P_m = 100$ атмосфер, сталь трубки с пределом упругости $\Theta = 40$, $L = 1,5$ m, $u = 2200$ m. Тогда из (19) имеем:

$$gM = 8,85 \text{ и } \omega = gmt_1 = 1,787,$$

т. е., заряд должен быть в 4 раза больше того, который необходим в обыкновенных пушках, чтобы получить тот же самый эффект.

Однако, если мы вычислим величину сечения A для этого случая, то заметим, что выход всех газов из снаряда, получающихся от сгорания всего заряда, невозможен в течение короткого времени пробега снаряда в пушке.

Если:

$$A = \frac{\omega WP}{g l_1^2 \omega u}$$

и так как из формулы (17) получается $l_1 = \omega P t_1$ и $\omega = gmt$, то при подставке имеем:

$$A = \frac{m}{\omega u} \quad (20)$$

Относя P на m^2 , получим:

$$\delta = \delta_1 \frac{1}{P \gamma}, \quad \delta_1 = \frac{P}{gRT_0},$$

что мы имели и раньше. Подставляя $P = 30$, $T = 3200$, $P_m = 1000000$, $\gamma = 1,4$, получим $\delta = 0,037$.

Из (15) получаем $m = 26,6$ и отсюда $A = 0,325 m^2$, т. е. отверстие сопла трубки, заключающей реактивный заряд, должно быть гораздо больше, чем максимальная величина $\frac{\pi}{4} D_1^2$.

Очевидно, надо увеличить длину L , т. е. заряд должен продолжать гореть даже после того, как снаряд вылетел из пушки, но чтобы найти, какова должна быть величина L , выведем ее из (20), полагая $A = \frac{\pi}{4} D_1^2$.

Произведя подсчеты, получим:

$$L = \frac{M}{A\delta} \left[1 - \left(\frac{v}{u} + 1 \right) e^{-\frac{v}{u}} \right] = 113,5 m$$

т. е. заряд перестает гореть, когда снаряд удалится свыше 100 метров.

При этой новой величине L имеем $m = 0,356$.

Таким образом невыгодно, когда A становится слишком большой, брать для γ величину меньше 1,4 или повышать P_m , так как величины δ и u мало изменяются и одновременно M изменяется в том же направлении, как и δ . Следует заметить, что величина gM при возрастании P_m , возрастает настолько, что быстро принимает невозможные значения, делаясь отрицательной и обращаясь в бесконечность.

В нашем случае вес снаряда делается бесконечно большим для P_m не свыше 750 атмосфер. За пределами известной величины P толщина трубы становится такой, что во внутренней пустоте уже не может помещаться часть веса снаряда, составляющая заряд $\omega = gM \left(1 - e^{-\frac{v}{u}} \right)$ и поэтому, при удлинении трубы с целью увеличить вес заряда, получается в результате увеличение веса снаряда. Следовательно, с того момента, когда является необходимость, чтобы сгорание заканчивалось по вылете снаряда на траектории, требуется знать, сообщает ли снаряду достаточную скорость вращения та часть заряда, которая сгорает в пушке к моменту вылета.

Из (13) можно получить $\frac{M - mt}{M}$, а из (1) — v . Произведя вычисление, получим весьма малую скорость.

Мы окажемся не в лучших условиях, если пожелаем сообщить тому же снаряду скорость 1500 m . Тогда он должен весить 19 kg , а заряд 7,84 kg . Однако, при этом невозможно практически удовлетворить значению A . На основании предыдущего, мы получим, что снаряд должен гореть по выходе из пушки еще на протяжении почти 1,5 km , а скорость его внутри пушки будет весьма малой.

Если пушка будет калибра 381 и снаряд весом 885 kg при скорости 700 m , то реактивный снаряд будет весом 1380 kg , с зарядом 375 kg , подобно тому, как и для 75 mm пушки, и скорость при вылете из пушки будет очень мала и сгорание закончится на 1,5 km по вылете из пушки.

З а к л ю ч е н и е. Из полученных результатов можно сделать вывод, что невозможно выбрасывать снаряд, по крайней мере в рассмотренных случаях, доводя сгорание реактивного заряда до конца к моменту вылета снаряда из дула пушки и невозможно также сообщить снаряду вращение за счет той скорости, какую снаряд развивает внутри орудия.

При стрельбе на суше или на море вращение можно сообщить посредством выталкивающего заряда, который обыкновенно весит немного.

При стрельбе с самолетов следует действовать иначе.

В заключение следует заметить, что если на опыте окажется, что меткость не слишком страдает, то эти снаряды, несмотря на сравнительно большой вес, большую длину и большую трату взрывчатого вещества, все же, во многих случаях, могут оказать существенные услуги.

ГЛАВА VIII.

Ракета в межпланетное пространство.

Среди различных способов, предложенных многими изобретателями для полета в межпланетное пространство, наибольшее внимание привлек способ „ракеты“, т. е. полет при помощи реактивного действия вырывающихся из аппарата газов. Этот способ был исследован теоретически и была доказана полная возможность его применения. Был также предположен ряд проектов практического осуществления подобного аппарата, однако, до сих пор еще ни одного полета в мировое пространство сделано не было, хотя есть основание думать, что в некоторых странах подобные корабли строятся. Ниже мы даем изложение мыслей разных ученых о расчете и конструкции межпланетных кораблей, но содержание новейших работ Оберта, Гоманна, Эсно-Пельтри, Годдара и Циолковского, в виду их важности, приводим в двух других книгах отдельно.

Первый, кто указал на возможность применения ракетного двигателя к межпланетному передвижению, был Исаак Ньютон, который в предисловии к своему третьему закону говорит, что с помощью реактивного двигателя корабли могут лететь и в мировом пространстве.

В 1891 г. в Вене д-р Франц Гефт (Franz v. Hoeff) применил ракетный принцип в летательной машине: воздух засасывался с носа ее и выбрасывался с кормы. В 1895 г. он применил тот же ракетный принцип в проекте межпланетного корабля. Кроме того, им же была изобретена соленоидная пушка для выбрасывания такого снаряда.

Позднее (после 1891 г.) профессора Нернст (Nernst) и Вихертс (Wiecherts), а также Шарпелер (Scharpeller) указали на возможность использования лучистой энергии мирового пространства к передвижению межпланетного корабля. Во Франции вопросами межпланетных сообщений занимался американец Саргент (Sargent).

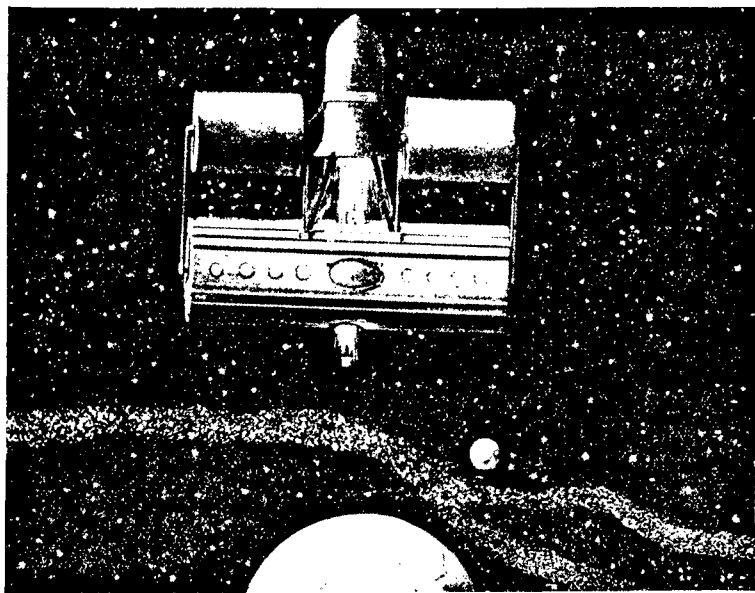
а) Реактивный корабль Гансвиндта.

В 1893 г. в Берлинской газете „Berliner Local Anzeiger“ (26 мая № 245) появился отчет о докладе, сделанном в „Филармонии“ 27 мая 1893 г. изобретателем Германом Гансвиндтом (Hermann Ganswindt) о проекте своего корабля для межпланетных путешествий, например, на Марс или Венеру, а также для полета на земные полюсы. По данным газеты, корабль должен был быть устроен следующим образом: „Главную часть его составляет стальной цилиндр, к которому присоединены стальные трубы, заключающие сжатый воздух, необходимый для дыхания. В теплом отделении цилиндра помещаются пассажиры. Двигатель предполагается реактивный. Полет в мировом пространстве должен совер-

шаться быстрее движения небесных тел“. Больше в газете никаких подробностей дано не было.

В 1899 году в своей книге „Das jüngste Gericht: Erfindungen von Hermann Ganswindt. (Zweite vermehrte Auflage Schöneberg bei Berlin. Гансвиндт приводит рисунок аппарата (черт. 153) и дает некоторые дополнительные сведения о нем:

„Стальной цилиндр (гондола) должен иметь возможно меньший диаметр, чтобы в нем едва могли поместиться 2 пассажира и необходимые припасы. Над ним, вдоль его, располагаются еще цилиндры с трубами, наполненными сжатым воздухом, поступающим по мере надобности в пассажирское помещение гондолы. Для отопления служит теплота извергающихся газов. Взрывы производятся из динамитных патронов, псме-



Черт. 153. Космический корабль Гансвиндта.

щенных в стальном верхнем цилиндре. Принимая скорость газов при взрыве 1000 m/sec Гансвиндт считает, что взрывной цилиндр, благодаря своей большой массе, получит скорость лишь 50 m/sec , Гондола же, соединенная с цилиндром упругими подвесками, получит скорость около 20 m/sec . Верхний, стальной цилиндр играет роль как бы маховика, накапливая энергию при последовательных взрывах динамитных патронов и увлекая весь корабль все с возрастающею скоростью, пока она не будет достаточной для освобождения от притяжения земли. Тогда корабль полетит как небесное тело, без дальнейших взрывов. Изменение направления полета достигается поворотом верхнего взрывного цилиндра. Для спуска необходимо производить взрывы в обратном направлении.

Г. Гансвиндт (род. 12 июня 1856 г.) (рис. 154) представляет собою тип изобретателя. Он изобрел различные детали велосипедов, осуществленные им на практике. Кроме того, им были предложены проекты аэропланов, helicopters и дирижаблей (1883 г.).

В вышеупомянутой берлинской газете автор заметки пишет о Гонсвиндте так: „Легендарный Икар не умер; он воскресает в разные века под разными именами, и в наше время он возродился под именем Германа Гансвиндта, который, как и его предок, стремится оторваться от земли...“

С критикой проекта Гансвиндта выступил венский профессор Роман Гостковский (Roman Baron Gostkowski) который в статье, напечатанной в № 304 (Band XXIV) газеты „Die Zeit. Wien 28 Juli 1900, Seite 53, 54 и 55), озаглавленной „Новый Икар“ (Ein moderner Ikarus), проект Гонсвиндта подвергает резкой критике, указывая на неосуществимость этого проекта. Однако, при этом Гостковский делает арифметические ошибки,

по исправлении которых результаты получаются еще более неблагоприятными. Между прочим Гостковский упоминает, что Гансвиндт обращался со своим проектом к русскому и германскому императорам и указывал, что его корабль может долететь до Марса или Венеры в 22 часа. Не останавливаясь на дальнейших вычислениях Гостковского, на ошибочность которых указывает инж. Лоос, в отзыве, который нами приводится ниже, упомянем на несколько странную ссылку Гостковского на то, что будто бы во второй половине XVIII века было сделано исследование, указывающее, что порох (Schiss pulver) тем труднее воспламеняется, чем разреженнее атмосфера, и что Мунтэ (Munte) заметил в 1817 г., что этот порох в пустоте не взрывается.

После статьи Гостковского, в той же газете („Die Zeit“ Wien, 25 August, 1900, Seite 118, Band XXIV) появилась статья инженера Людвиг Лооса (Ludwig

Loos), который подтверждает заключение Гостковского о неосуществимости полета в межпланетное пространство по проекту Гансвиндта, указывая в то же время на ошибки в расчетах Гостковского.

Сущность замечаний Лооса сводится к следующему:

1. Для того, чтобы, по Гансвиндту, корабль мог летать вокруг земли, как ее спутник, необходимо, чтобы центробежная сила равнялась его весу; при этом скорость движения корабля должна быть около 8 km/sec . Полагая вес корабля 250 kg , для получения этой скорости необходимо затратить около 800 милл. kg-m работы, которую могут дать 2800 kg пороха, не считая потерь энергии при взрыве. Для спуска необходимо такое же количество горючего, а всего следовательно около 6 тонн, которые придется поднять до границы земной атмосферы, но на это потребуется уже 7 тонн пороха. Вопрос решается проще, если взлет делать с высокой горы. Далее, для облегчения веса корабля, Лоос советует делать его не из стали, а из алюминия.

2. Следует обратить особое внимание на прочность корабля, части которого подвергаются большим напряжениям.



Hermann Ganswindt.

Черт. 154. Г. Гансвиндт.

3. В качестве более эффективного горючего следовало бы применить гремучий газ (смесь водорода и кислорода), каждый килограмм которого дает более 1.333.000 *kg-m*.

В позднейшем своем письме ко мне (23 сентября 1926 г.) Гансвиндт пишет, что его корабль должен подниматься в верхние слои атмосферы не силой реакции, а при помощи аэроплана; при спуске же он предполагает планирующий полет, также без расхода энергии.

Наконец, в письме ко мне от 12 октября, 1926 г., Гансвиндт поясняет, что: а) запасы динамитных патронов находятся в двух боковых верхних цилиндрах, вращающихся на подобие револьверных барабанов. В них находится несколько сот тысяч патронов, подаваемых автоматически в средний стальной цилиндр, на дне (верхнем) которого они поочередно и взрываются; б) продукты горения, извергающиеся из верхнего цилиндра, проносятся через трубку, пронизывающую пассажирскую гондолу. Однако, часть этих продуктов обтекает и самую гондолу, нагревая ее.

б) Работы К. Циолковского, Я. Перельмана и др.

В России первым, кто поверил в возможность проникновения человека в межпланетное пространство при помощи ракеты и дал теорию этого полета, был учитель физики в Калуге, Константин Эдуардович Циолковский.

Первая работа его под названием „Исследование мировых пространств реактивными приборами“ появилась в 1903 г. и была напечатана в журнале „Научное обозрение“, Спб. 1903 г., № 5, стр. 45. Позднее он в ряде других журналов и отдельных брошюр развивал свои идеи о полете в межпланетном пространстве. В виду важности этих работ и их значения не только в научно-техническом, но и историческом отношении, мы посвящаем описанию их отдельную книгу, ограничившись здесь лишь упоминанием об этих работах.

В 1907 г. шведский астроном Birkeland произвел исследования в вакууме с моделью ракетного кислородно-водородного корабля.

Французский инженер Эсно-Пельтри в 1913 г. опубликовал свою работу, относящуюся к теории полета ракеты на планеты.

В 8-й книге мы даем полный перевод этой работы, ограничиваясь здесь лишь упоминанием о ней.

В октябре 1916 г. пулковский астроном Г. Тихов прочел в Пгр. доклад о проблеме реактивного межпланетного корабля, при чем были сделаны ссылки на работы обоих Бьеркнессов (отца и сына), А. Корна и А. Баричелли.

В России талантливым популяризатором идеи межпланетных путешествий является физик Я. Перельман, который в своих книгах описывал идеи разных ученых о полете в мировое пространство, приводил критику их проектов и увлекательно рисовал картину будущих полетов на луну и на другие планеты.

Вопрос о межпланетных путешествиях излагался Я. Перельманом в следующих книгах:

1. „Завтрак в невесомой кухне“. Журнал „Природа и Люди“ 1914 г. стр. 381.

2. „Межпланетные путешествия“. Петроград, 1915 г., изд. 1-е.

3. „Занимательная физика“ кн. вторая, Петроград. 1916 г., стр. 21.

4. „Путешествия на планеты“. Пгр. 1919 г. Изд. 2-е.

5. „Путешествия на планеты“. Пгр. 1919 г. Изд. 3-е.

6. „Межпланетные путешествия“. Пгр. 1923 г. Изд. 4-е.
7. „Межпланетные путешествия“. Ленинград. 1923 г. Изд. 5-е.
8. „Полет на луну“. Ленинград. 1925 г.
9. „Проекты сигнализации на Марс“. Статья в журнале „В мастерской природы“. 1926 г., № 2, стр. 50.
10. „Проблемы звездоплавания“. „Вестник знания“. 1928 г., стр. 552, 594.

Яков Исидорович Перельман (черт. 155) родился 22 ноября 1882 г. в Белостоке, Гродненской губернии, в еврейской семье; отец его был



Черт. 155.

Я. Перельман.

Среднее образование получил в Белостокском реальном училище, высшее в Петербургском Лесном Институте, который окончил в 1909 г. с званием ученого лесовода I разряда. Профессией лесовода, однако, почти не занимался, если не считать года службы (1917) делопроизводителем в одном из отделов Особого Соединения по топливу, где, между прочим, им был предложен и осуществлен по его инициативе) законопроект о переводе в России часовой стрелки на час вперед в целях сбережения топлива для освещения.

Литературную деятельность начал учеником VI класса: 23 сентября 1899 г. в „Гродн. Губернск. Ведомостях“ за подписью Я. П. появилась его первая статья „По поводу ожидаемого огненного дождя“ (тогда ожидалось обильное выпадение ноябрьских метеоритов-леонид, связывавшееся в широких кругах с „концом мира“).

С 1901 г., студентом, начал постоянное сотрудничество в журнале „Природа и Люди“, продолжавшееся до прекращения издания в 1918 году. За 17 лет поместил в этом журнале, под различными псевдонимами, около тысячи статей, заметок и переводов на самые разнообразные темы. С 1906 г. вошел в состав редакции, а с 1913 года, за смертью редактора, стал руководить журналом самостоятельно. Одновременно помещал статьи и в других периодических изданиях (между прочим в „Педагогическом Сборнике“).

В 1918 г. вступил в число ближайших сотрудников „Педагогической мысли“, где дал ряд интересных и поучительных статей, обзоров и рецензий. С 1919 г. редактирует журнал „В Мастерской Природы“, а в 1924 г. принял на себя заведывание научным отделом „Вечерней Красной Газеты“.

Преподавательская деятельность по предмету физики началась в 1919 г. и протекала в различных учебных заведениях: в Псковском Институте народного образования, в Петроградо-Псковском Рабочем Политехникуме, в Университете им. Зиновьева и в Ленинградском Электротехникуме.

В разное время им было соаввлено 30 книг разных названий, разошедшихся в 1.300.000 экз., из них главнейшими являются: занимательная физика (1913 г.), физическая хрестоматия, новый задачник по геометрии, практические задачи по геометрии, занимательная геометрия, занимательная арифметика, техническая геометрия, техническая физика, метрическая система, Мир планет, Полет на луну, Межпланетные путешествия (5 изданий) и др.

Во всех своих сочинениях Я. И. проявил новизну тем, оригинальность в их разработке, научность, свежесть мыслей, живость изложений, ясность стиля и стремление сделать обучение интересным и жизненным.

Отметим еще работы в России Александра Алексеевича Родных, (черт. 156) неутомимого собирателя библиографии по истории русского

воздухоплавания, который также собрал редкие фотографии и чертежи, относящиеся к истории в России и реактивных двигателей; часть этих чертежей (около 6 штук) любезно предоставлена А. Родных для этого труда.

В 1919 году Американский профессор Годдар опубликовал свою работу „Способ достижения больших высот“, в которой описывает свои опыты над работой ракет, а также подсчеты и теорию их полета.

Перевод работы Годдара приводится нами в 7-й книге, почему здесь мы ограничиваемся лишь указанием на его работы. Заметим, что в работах Годдара принимал участие его ассистент Дженкинс.

На черт. 157 изображена схема корабля для путешествия в мировых пространствах по идее австрийского ученого Ф. А. Улинского (1920 г.). Двигается он по принципу ракеты.

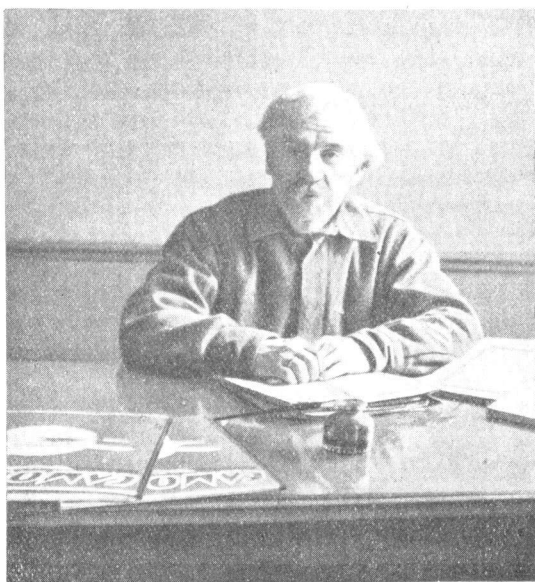
В голове аппарата устроено помещение—в виде ракеты, из которого вырывается газ. Происходящая при этом отдача заставляет аппарат двигаться в сторону, противоположную выходу газа. Улинский, однако, полагает, что соотношение между получаемой силой реакций и весом всего корабля с запасами взрывчатого вещества настолько неблагоприятны, что вряд ли удалось бы даже долететь до границы земной атмосферы, не говоря уже об опасности подобного устройства.

В 1920 г. А. Шершевский делает доклад в Научно-Воздухоплавательном О-ве в Берлине на тему межпланетных сообщений и о работах К. Циолковского.

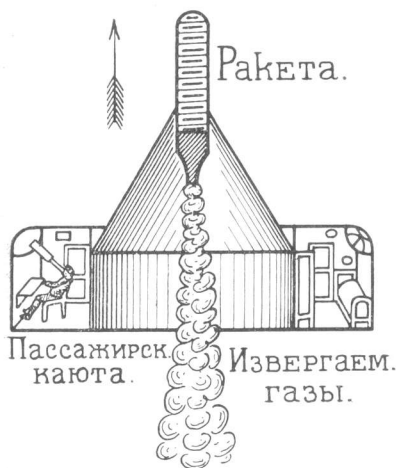
В 1924 г. проф. В. Ветчинкин делает доклад в Москве о межпланетном корабле и о проекте реактивного корабля (без людей). В Англии Д. Робертс (J. Roberts) работает в воздушном министерстве над задачей реактивного самолета. В 1927 г. (29 апреля) М. Вальер делает доклад в Научно-Воздухоплавательном О-ве в Берлине о космическом полете; этот доклад вызвал полемику на страницах воздухо-

плавательных журналов (Манигольд в Z. F. M. 1927 г. № 11 и А. Шершевский (Flugsport 1927 г., стр. 388).

Наконец отметим интерес к проблеме мировых сообщений со стороны германских профессоров Гопфа, Мизеса, Прандтля и Эйнштейна.



Черт. 156. А. Родных.



Черт. 157. Межпланетная ракета Улинского.

Ракетный корабль Уэльша.

Уэльш в Англии в 1922 году предложил проект ракетного корабля (черт. 158), горючим для которого должен был служить мелинит, взрывающийся в сжатом воздухе. Спуск ракеты производится при помощи парашюта. Модель и описание этого аппарата имелись на выставке межпланетных аппаратов в Москве в 1927 году.



Черт. 158. Корабль Уэльша.

Проект Л. Гуссали полета ракеты на луну.

Итальянский инженер Луиджи Гуссали в своей книге „Si può già tentare un viaggio d'alla terra alla Luna? (Milano, 1923 г.) дает проект полета ракеты от земли до луны в следующих предположениях: 1) ракета должна быть составной, например, из 27 отсеков, с весом горючего в каждом по 300 граммов. Эти отсеки соединяются в 4 группы (черт. 159). Полет делится на 3 крупных и 6 мелких периодов, согласно таблице и чертежа 159.

Если в полете участвуют двое пассажиров, то при весе их обоих в 150 kg в начале полета на 1 отсек приходится нагрузка $\frac{150}{27} = 5,5 \text{ kg}$, а в конце 1-го периода лишь 37,5, благодаря уменьшению земного притяжения.

Для осуществления полета 2-х пассажиров на луну можно или соединить ракеты по черт. 159 в группу нескольких подобных ракет, из которых в одной помещались бы пассажиры, а в другой горючее, или построить одну большую ракету. Каждый такой „поезд“ должен еще нести запас топлива, которым можно было бы воспользоваться для полета с луны на землю, при чем на обратный полет необходимо меньшее количество горючего, чем для полета туда, так как с одной стороны от луны легче отор-

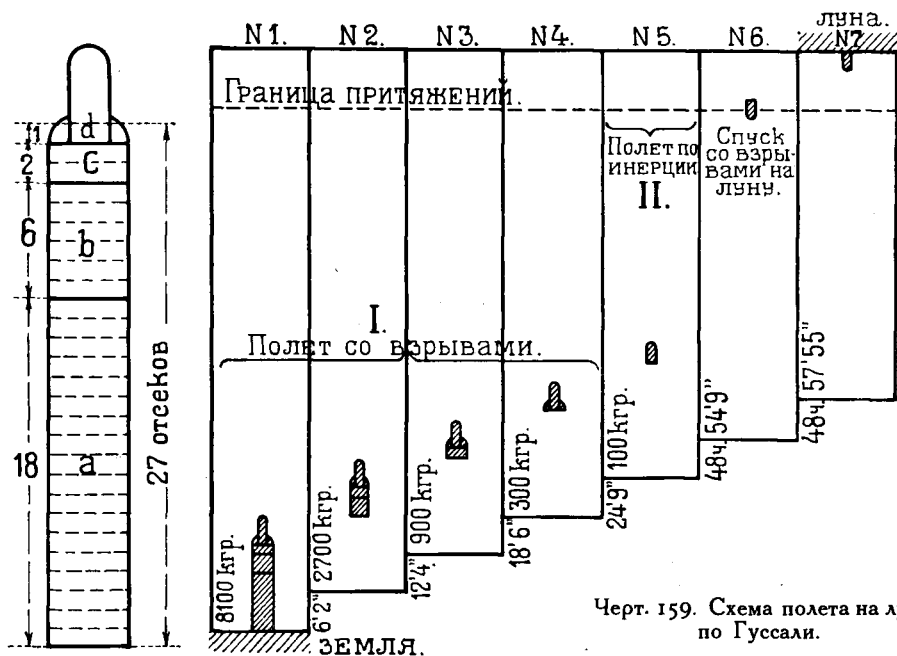
ваться, благодаря меньшей силе ее притяжения, а с другой—благодаря возможности применения при спуске на землю металлического парашюта.

Для облегчения взлета с земли и быстрее сообщения ракете требуемой скорости Гуссали предлагает выбрасывать ее при помощи катапульты и указывает еще на способ Друэ применения центробежной машины, впрочем, не рекомендуя его. В качестве двигателя для своей ракеты Гуссали предлагает турбину с двойной реакцией, описанную на стр. 79.

Гуссали советует вначале пустить одну опытную ракету, а затем уже агрегат их или большую ракету.

В своем сочинении Гуссали формулирует принцип работы реактивного двигателя в том, что из него определенная масса извергается с громадной скоростью и благодаря отдаче или реакции более значительная

масса самого двигателя получает движение в обратную сторону, но с гораздо меньшей скоростью.



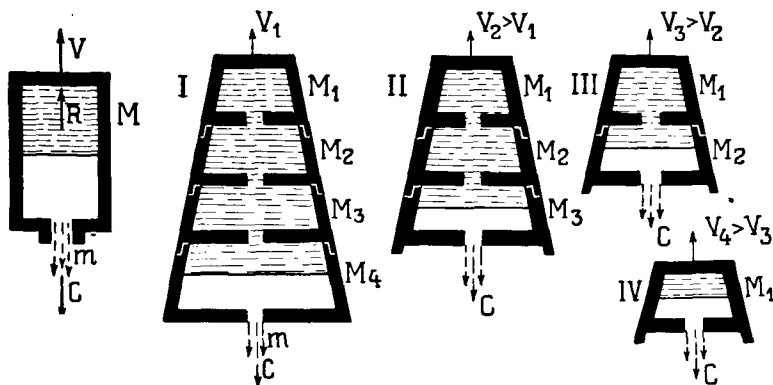
Кроме того, он приводит следующую теорию Мориса Депрэ:
„Независимо от характера работы реактивного двигателя, максимум отдачи получается, когда скорость выходящих газов равна удвоенной скорости движения аппарата“.

ПЕРИОДЫ КРУПНЫЕ.	Периоды мелкие (расходы горючего).	Вес горючего, <i>kg</i> ,		Продолжи- тельность периода.	Время от начала полета с земли до конца периода.
		в начале периода.	в конце периода.		
I. Полет с зем- ли со взрыва- ми до высоты 5780 <i>km</i> .	1. Расход $\frac{2}{3}$ го- рючего=5400 <i>kg</i>	$27 \times 300 =$ 8100 <i>kg</i>	2700 <i>kg</i>	6' 2"	6' 2"
	2. Расход $\frac{2}{3}$ от 2700=1800	2700	900	6' 2"	12' 4"
	3. Расход $\frac{2}{3}$ от 900=600	900	300	6' 2"	18' 6"
	4. Расход $\frac{2}{3}$ от 300=200	300	100	6' 3"	24' 9"
II. Полет по инерции	5. Полет по инерции без взрывов	100	100	48 ч. 30'	48 ч. 54' 9"
III. Спуск со взрывами на луну	6. Спуск со взрывами 100 <i>kg</i>	100	0	3' 46"	48 ч. 57' 55"

Между прочим он указывает на необходимость устройства в ракете рулей и описывает их работу так:

„Когда поток газов ударяется с громадною скоростью в повернутый поперек руль, то он производит на него сильное давление, так как при больших скоростях газы обладают значительной энергией и струи их уподобляются как бы твердым стержням. Вопрос о свойствах таких струй был исследован Бернаром Бринсоном и Лордом Кельвином.

Приведем несколько наших собственных соображений относительно полета ракеты и пушечного снаряда, развивающих идеи Гуссали и немецкого астронома Макса Вальера.



Черт. 160.

К теории полета ракеты.

Черт. 161.

с) Краткая теория ракет.

Ракета движется под влиянием реакции или обратного толчка ею же выбрасываемых газов.

Пусть под влиянием взрыва из ракеты (черт. 160) вырываются в 1 секунду газы, масса которых m , со скоростью c . Под влиянием отдачи R ракета с оставшимся еще не взорвавшимся горючим всею массою M получит скорость v . На основании закона равенства количества движения имеем основное уравнение движения ракеты:

$$m \cdot c = Mv \quad (1)$$

Если предположим, что в секунду вырывается одно и то же количество газов с одинаковой скоростью, то левая часть уравнения (1) будет постоянной, в правой же M , благодаря израсходованию взрывчатого вещества будет уменьшаться, а, следовательно, v должно увеличиваться.

Для большего увеличения скорости v ракеты устраивают ее составной из нескольких частей, которые, по мере сгорания находящегося в ней горючего, постепенно отваливаются, благодаря чему значительно уменьшается остающаяся масса ракеты M и через это увеличивается скорость v .

На черт. 161 изображена такая составная ракета из 4-х частей, массы которых M_1, M_2, M_3, M_4 .

В начале движения, когда работает взрывчатое вещество в нижней ее части имеем:

$$mc = (M_1 + M_2 + M_3 + M_i) v_1$$

Когда же отвалятся части 4-я, 3-я и 2-я, то будем иметь

$$mc = M_1 v_4,$$

при чем v_4 будет значительно больше v_1 .

На черт. 161 изображены четыре стадии виды ракеты при полном ее виде и постепенном отпадении ее частей.

Чем быстрее ракета удаляется от земли, тем меньше скорость относительно земли извергаемых из нее частиц газа.

На черт. 162 схематически изображена картина взаимного отношения скоростей газа и ракеты при подъеме ее от земли. Ракета изображена в пяти положениях. В положении 1-м ее скорость еще равна нулю, газ же развил скорость v_1 , как по отношению к ракете, так и к земле. В положении 5-м скорость ракеты достигла скорости газов; поэтому $v_p = v_2$. Скорость же вырывающегося газа, оставаясь по отношению к ракете равной прежней величине, по отношению земле будет равна нулю, и наблюдателю будет казаться, что облако газа неподвижно висит в воздухе, ракета же уносится в высоту. В промежуточных положениях скорость ракеты будет от земли постепенно увеличиваться, а скорость газов по отношению к земле постепенно уменьшаться.

Определим зависимость между скоростью (v) ракеты и скоростью (c) газов. Пусть масса ракеты m и она в элемент времени получает приращение скорости dv , за счет вырвавшегося газа массы dm .

Тогда, по аналогии с уравнением (1) имеем:

$$cdm = mdv$$

откуда

$$v = c \ln \frac{M_0}{M_n} \quad (2)$$

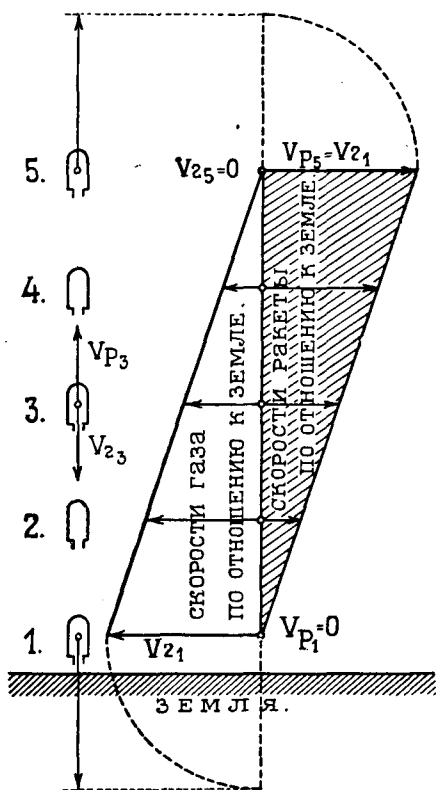
Здесь M_0 — начальная масса ракеты, а M_n — конечная.

Из уравнения (2) следует, что если мы желаем сообщить ракете скорость равную $n \times$ скорости истечения газов, т. е. чтобы $v = nc$, то отношение начальной и конечной масс должно удовлетворять равенству

$$\ln \frac{M_0}{M_1} = \frac{v}{c} = n,$$

откуда

$$\frac{M_0}{M_1} = e^n$$



Черт. 162. К теории полета ракеты.

т. е. отношение начальной и конечной масс ракеты равно $n^{\text{ой}}$ степени основания ($e = 2,71828 = \approx 2,72$) натуральных логарифмов. Если $n = 1$, т. е. $v = c$, то

$$\frac{M_0}{M_1} = 2,72,$$

т. е. для получения скорости ракеты равной скорости истечения газов, начальная масса ее должна быть в 2,72 раза больше конечной.

Если

$$\begin{aligned} v = 2 \text{ с, то } M_0 &= 7,4 M_1 \\ v = 3 \text{ с, то } M_0 &= 20,1 M_1 \\ v = 4 \text{ с, то } M_0 &= 54,6 M_1 \\ v = 5 \text{ с, то } M_0 &= 148,4 M_1 \\ v = 10 \text{ с, то } M_0 &= 22026 M_1 \\ v = 30 \text{ с, то } M_0 &= 11 \text{ миллиардов } M_1. \end{aligned}$$

Из уравнения 2-го следует, что для ракеты выгодно: 1) увеличивать возможно более скорость истечения газов: (c) и 2) увеличивать отношение начальной и конечной масс ее $\left(\frac{M_0}{M_1}\right)$.

Однако, на практике эти числа беспредельно увеличивать нельзя. Например, если применить в качестве взрывчатого вещества гремучий газ, то при скорости его при взрыве даже до 5000 m/sec можно было бы получить $v = 12000 m/sec$ при $\frac{M_1}{M_0} = 12$. Но благодаря малому удельному весу смеси, образующей гремучий газ, ракета должна иметь большой объем, т. е. или большое поперечное сечение, которое увеличит сопротивление воздуха, или большую длину, что грозит опасностью ее перелома.

Следует иметь в виду, что требуемую для межпланетных сообщений скорость ракета может получить быстро, если в ней нет человека, но при этом следует давать ей наивысшее ускорение с одной стороны, чтобы скорее освободиться от земного притяжения, но с другой, не увеличивать чрезмерно сопротивления воздуха. Для ракеты же с пассажирами следует еще иметь в виду опасность чрезмерного ускорения для человека. Это ускорение не должно превышать 40 m/sec^2 .

Макс Валье дает следующие цифры для межпланетной ракеты:

1. Для полета от Земли до границы солнечной системы:

$c = 4000 m/sec$, $v = 19000 m/sec$; ракета составная. При отлете от Земли до границы земного притяжения $\frac{M_0}{M_1} = 12,1$; далее часть оболочки отпадает и отношение оставшихся масс делается $\frac{M_1}{M_1'} = 43,1$.

2. Для полета на Юпитер:

$v = 172 \text{ с.}$; $\frac{M_0}{M_1} = 4,7$ триллионов.

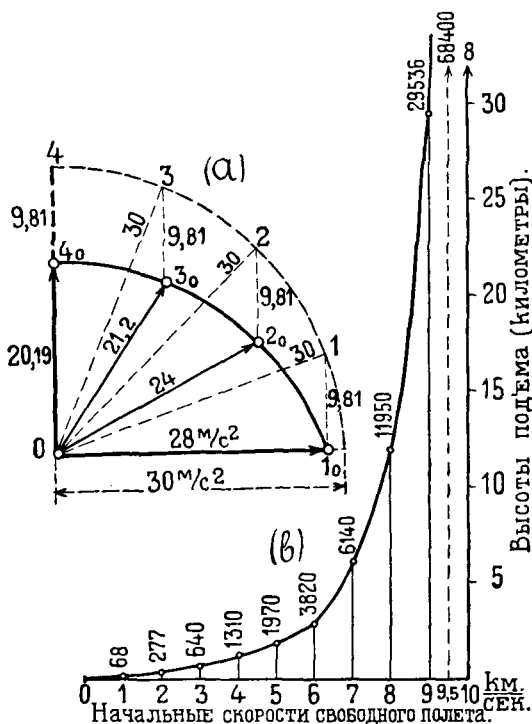
3. Для полета на Марс: горючего необходимо в $1\frac{1}{2}$ раза больше, чем для полета на Луну.

Проследим параллель между ядром, вылетающим из жерла пушки и ракетой.

Первое, имея наивысшую скорость при выходе из жерла, постепенно эту скорость теряет. Вторая же может получить при помощи взрывов любую скорость в известных пределах. В начале, в низких слоях атмосферы, где сопротивление воздуха велико, она может двигаться мед-

ленно, чтобы не затрачивать много горючего, выше же, где плотность воздуха мала, она должна развивать большую скорость. Следует однако иметь в виду, что выгодно вообще сообщать ракете как можно большую скорость подъема и возможно скорее уйти из сферы земного притяжения, так как каждая секунда замедления отражается на непроизводительной затрате энергии горючего на поддержание ракеты в пространстве.

Оберт старается согласовать оба вышеупомянутые требования путем выбора так называемый наивыгоднейшей скорости, которой ракета дол-



Черт. 163. К теории полета ракеты.

жна придерживаться в каждый данный момент, пока она находится в пределах атмосферы, определяя ее из условия минимума затраты горючего.

В случае устройства пассажирской ракеты полет ее необходимо ограничить условием, чтобы ускорение не превышало того, которое еще он может переносить и которое равно около 30 m/sec^2 (иногда даже до 45 m/sec^2).

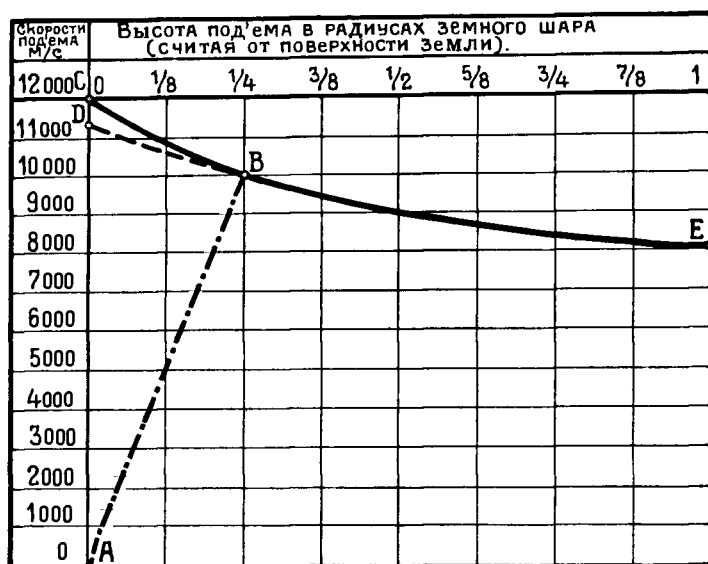
Так как при поднимании отвесно вверх ускорение движения складывается с имеющимся уже ускорением силы тяжести ($9,81 \text{ m/sec}^2$) то при таком подъеме безопасным ускорением движения будет лишь $30 - 9,81 = 20,19 \text{ m/sec}^2$.

Поэтому, для получения большей безопасности скорости полета выгоднее сначала лететь не по отвесу, а наклонно. На черт. 163 а показано влияние углов наклона на испытываемое человеком ускорение. Последнее на диаграмме принято 30 m/sec^2 .

При полете при горизонтали (01₀) можно развить ускорение в 28 m/sec^2 , которое вместе с $g = 9.81$ дает безопасное 30 m/sec^2 .

При полете по направлению 02₀ можно дать ускорение 24 m/sec^2 ; по направлению 03₀— $21,2 \text{ m/sec}^2$.

Можно подсчитать, до какой высоты долетит ракета, если сначала будет иметь ускорение в 30 m/sec^2 до тех пор, пока не достигнет некоторой скорости v_1 , а затем, считая эту скорость за начальную скорость свободного полета определить еще и остальную высоту полета до точки, откуда она начнет падать на землю.



Черт. 164. К теории полета ракеты и ядра.

Например, полагая скорость начала свободного (без взрывов) полета $v_1 = 1000 \text{ m/sec}$ имеем:

1. Путь от земли ($v_1 = 0$) до высоты, где $v_1 = 1000 \text{ m/sec}$, равен:

$$h_1 = \frac{1}{2} \cdot 30 \cdot t^2, \text{ где } t \text{ определяется по формуле: } 1000 = 30 t;$$

$$h_1 = \frac{1}{2} \cdot 30 \cdot \frac{1000^2}{30^2} = 16666 \text{ m} = 16.666 \text{ km}.$$

2. Высота же (h_2) свободного полета (считая приблизительно g_1 на высоте h_1 , равным $9,81$), получится

$$h_2 = \frac{v^2}{2g} = \frac{1000^2}{2 \cdot 9,81} = 50,9 \text{ km}.$$

Полная высота будет $H = h_1 + h_2 = 16,666 + 50,9 = \approx 68 \text{ km}$.

Черт. 163 б изображает результаты подобных подсчетов, сделанных для полета ракеты при начальных скоростях свободного (без взрывов) ее полета от $v_1 = 1 \text{ km/sec}$, до $v = 10 \text{ km/sec}$.

Ординаты кривой показывают высоты (в km), которых может достичь ракета. Для больших высот h_1 , ускорение g следует определять по формуле

$$g = g_1 \frac{h_1^2}{h_2^2}.$$

На черт. 164 изображено (по М. Вальеру) сравнение двух полетов: ракеты (линия ABC) и ядра из пушки CBE — с участием на участке CB — сопротивления воздуха, и DBE — без — учета сопротивления воздуха.

По оси ординат отложены скорости подъема в m/sec , а по оси абсцисс — удаления тела от поверхности земли в земных радиусах.

Ракета сначала поднимается с земли с равномерным ускорением $30 m/sec^2$, пока скорость ее не достигнет $v_b = 10000 m/sec$; это будет на высоте h_1 , определяемой по тем же формулам, что и выше, именно:

$$h_1 = \frac{1}{2} \cdot 30 t^2; t = \frac{10000}{30} = 333 \text{ сек.}; h_1 =$$

$$\frac{1}{2} \cdot 30 \frac{10000^2}{30^2} = 1666,6 \text{ km} = \\ = \infty \frac{1}{4} \text{ земного радиуса.}$$

Эта высота и скорость дают на диаграмме точку B . Далее ракета летит свободным полетом с постепенно убывающей скоростью. Например, на высоте $h_2 = r$ (от поверхности земли) скорость определится по формуле:

$$v_2^2 = v_1^2 - 2g_1 h_1^2 \left(\frac{1}{h_1} - \frac{1}{2r} \right)$$

$$\text{здесь } g = \frac{9,81 \cdot r^2}{\left(r + \frac{1}{4} r \right)} = 6,28 m/sec^2; h_1 =$$

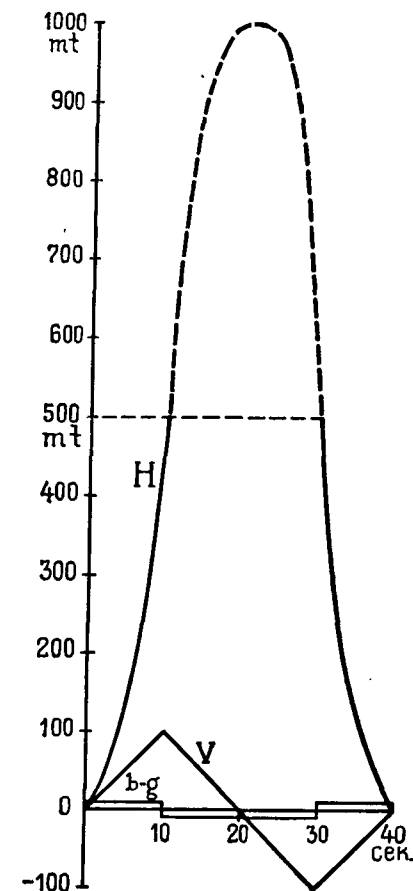
$$6371 + 1666,6 = \infty 8037 \text{ km}; 2r = 6371 \times 2 = 12742 \text{ km.}$$

Подставляя эти значения, получим:

$$v_2^2 = 10000^2 - 2 \cdot 6,28 \cdot 8037 \left(\frac{1}{8037} - \frac{1}{12742} \right) \\ = \infty 8000 \text{ km.,}$$

что и дает точку E на диаграмме.

Кривая EB , продолженная влево, дает на оси ординат точку, определяющую скорость вылета ядра из жерла пушки для подобного же полета. Однако, учитывая сопротивление воздуха, придется увеличить начальную скорость ядра на величину DC , дав ядру начальную скорость около $12000 m/sec$.



Черт. 165. Спуск ракеты с торможением.

Ракетный аппарат с тормозящей реакцией.

Спуск на небесное тело, не обладающее атмосферой, например, на Луну, возможен лишь при помощи реакции вырывающихся газов, тормозящих этот спуск.

Для выяснения характера этого торможения на прилагаемом чертеже 165 изображен простейший случай взлета и спуска ракетного аппарата.

рата с человеком, поднимающегося с земли на высоту 1000 *m*. и спускающегося обратно с торможением. В нем две ракеты—одна для подъема, другая для спуска. Продолжительность горения каждой—10 сек. Развиваемое ускорение при взрывах = 2 *g*. Вес всего горючего (порох)—40 *kg*. Сначала, в течение 10 сек. происходит подъем до высоты $H = \frac{1}{2} \cdot 10 \cdot 10^2 = 500 \text{ m}$. Затем—замедленный полет в течение 10 сек. до высоты $H = 1000 \text{ m}$. Далее, свободное падение до высоты 500 *m* (10 сек.) и, наконец, торможение до земли (10 с.).

Соответственные ускорения будут: $b - g = 1) 2g - g = +g$; $2) 0 - g = -g$; $3) 0 - g = -g$; $4) 2g - g = +g$. На чертеже изменение ускорений показано ступенчатой линией. Скорость определяется формулой: $v = (b - g)t$; и ее изменение изображается ломаной линией ($v = 0$ при $t = 0,20$ и 40 сек.). Высота подъема изображена кривой линией.

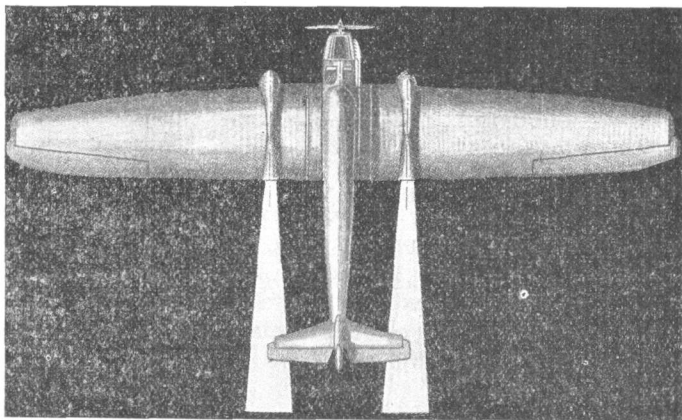


Черт. 166. М. Вальер.

д) Работы Оберта, Вальера и Кондита.

В 1923 году в Мюнхене вышло в свет сочинение Германа Оберта „Ракета в межпланетное пространство“ (2-е издание в 1925 г., 3-е—в 1929 г.), в

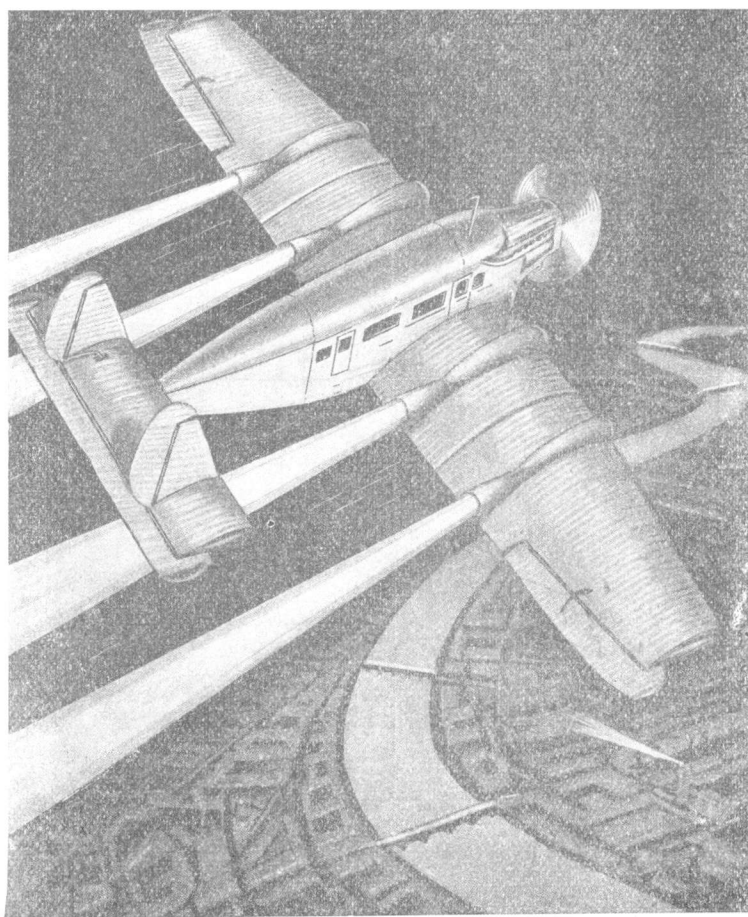
котором автор производит расчет полета пассажирской ракеты в межпланетное пространство и дает несколько вариантов проекта ее устройства.



Черт. 167. Аэроплан с винтом и двумя ракетами по Вальеру.

В виду того, что в книге 7-й нами будет приведено подробное изложение работы Оберта, мы здесь ограничиваемся лишь небольшой заметкой о результатах его работ.

Оберт, на основании своих подсчетов, определяет, что для того, чтобы ракета с пассажирами проникла через двойной панцырь земного притяжения и сопротивления воздуха, ей придется лететь 332 сек. (при ускорении 30 m/sec^2). По истечении этого времени она достигнет высоты 1653 km и скорости 9960 m/sec . На этой высоте вычисленная скорость уже превышает параболическую и дальнейшее ускорение является излишним. За эти 332 сек. ракета затрачивает вначале ускорения $9,81$, а



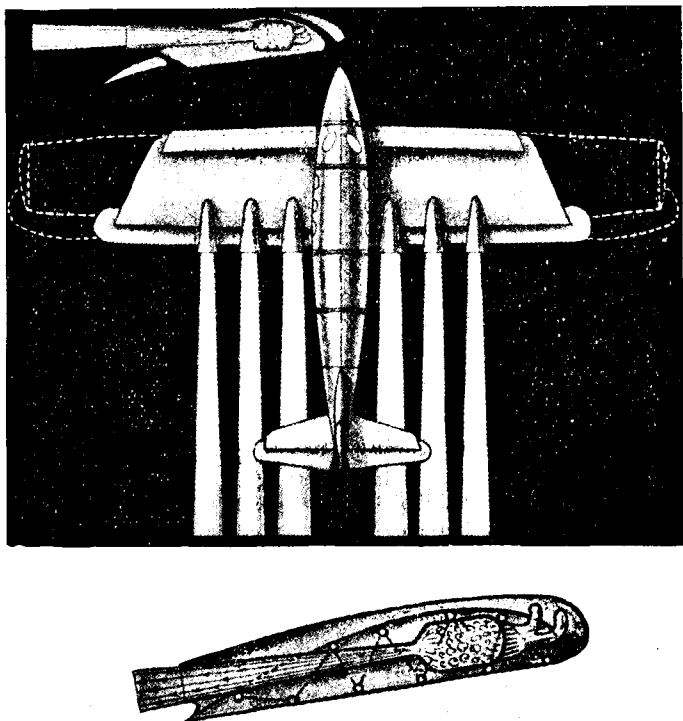
Черт. 168. Аэроплан с винтом и 4-мя ракетами.

в конце $6,17 \text{ m/sec}^2$ (в среднем 8 m/sec) на преодоление силы земного притяжения и теряет на это 2656 m/sec , потеря же на сопротивление воздуха составляет 200 m/sec .

Поэтому „идеальная“ подъемная сила должна дать ракете скорость $9954 + 2656 + 200 = 12816 \text{ m/sec}$. Если же ракета летит не отвесно, а по кривой, то этой скорости возможно достичь на $\frac{1}{6}$ времени скорее, именно около 260 сек. При этом замедляющее действие земного притяжения будет вместо 2656 всего лишь 2000 m/sec и „идеальная“ подъемная сила будет соответствовать скорости около 12100 m/sec .

Если ракета будет без пассажиров, то ей можно придать большее ускорение, и она пролетит меньшее время, затратив на замедления всего лишь 800 m/sec . Без замедления она достигла бы параболической скорости 10932 m/sec на высоте 280 km , где ускорение силы тяжести равно $8,996 \text{ m/sec}^2$. Поэтому необходимая полная скорость будет $10923 + 800 = 11723 \text{ m/sec}$.

В 1924 г. популяризацией вопроса о межпланетных путешествиях на ракетах занялся мюнхенский астроном Макс Вальер (Max Valier (черт. 166), который выпустил книгу „Der Vorstoss in den Welteuraum“ (Eine

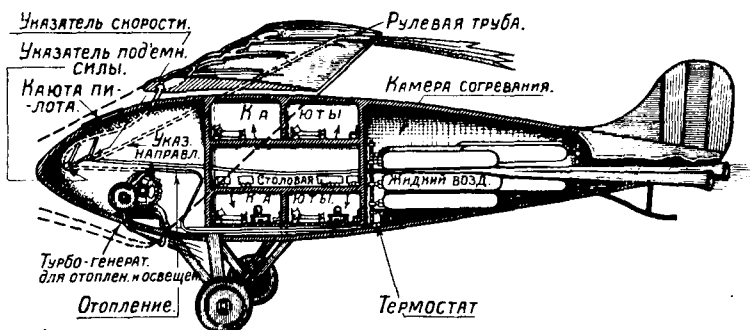


Черт. 169. Аэроплан с выдвижными крыльями и 6-ю ракетами по Вальеру.

Wissenschaftliche Gemeinver ständliche Betrachtung (Второе издание в 1925 г., третье — в 1928 г.). Делая обзор разных способов метания аппарата в мировое пространство (пушка, центробежная машина), он отдает предпочтение ракете, и, основываясь на работах Оберта, дает ряд идей эволюции аэроплана в ракету.

Макс Вальер родился в 1895 г. в Боцене (Тироль). Учился в гимназии отцов-францисканцев, которую окончил в 1913 г. К этому времени он уже считался искусным механиком. Еще учеником он писал в 20 газетах. С 1913 г. он изучал в Иннсбруке астрономию, математику, физику и химию. В 1915 г. принимал участие в войне в газовом батальоне. При полетах на звание пилота упал однажды с высоты 4000 метров, но спасся. С 1921 г. занимается писанием разных сочинений в Мюнхене.

Приводим несколько рисунков Вальера, изображающих проектируемую им эволюцию аэроплана.

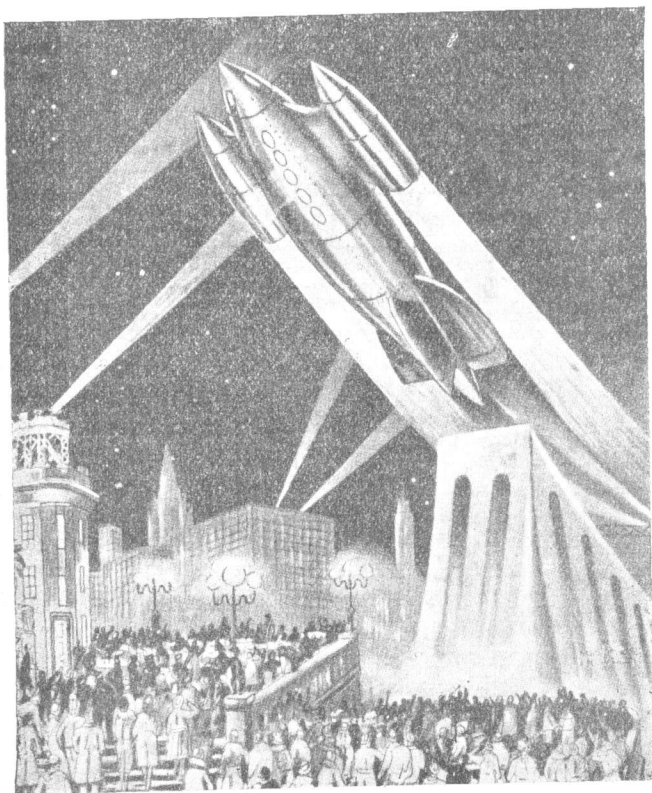


Черт. 170. Разрез аэроплана Вальера.

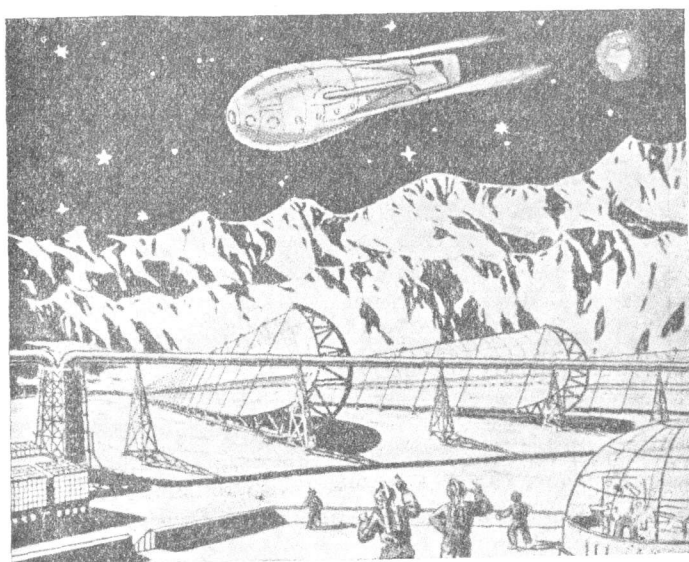


Черт. 171. Ракетный аэроплан по Вальеру.

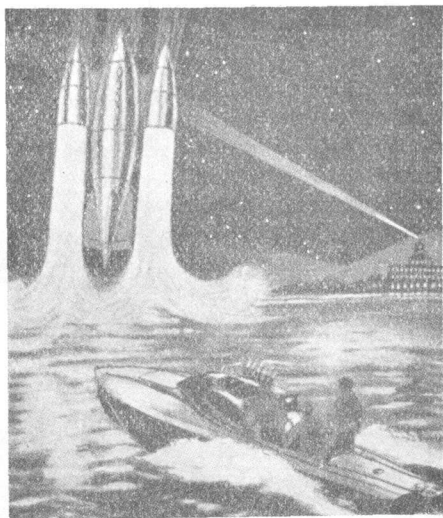
Черт. 167—аэроплан с винтом, большими крыльями и двумя ракетами, черт. 168—тоже 4-мя ракетами и с меньшей площадью крыльев черт. 169—тоже, но без винта, с меньшей площадью подвижных крыльев



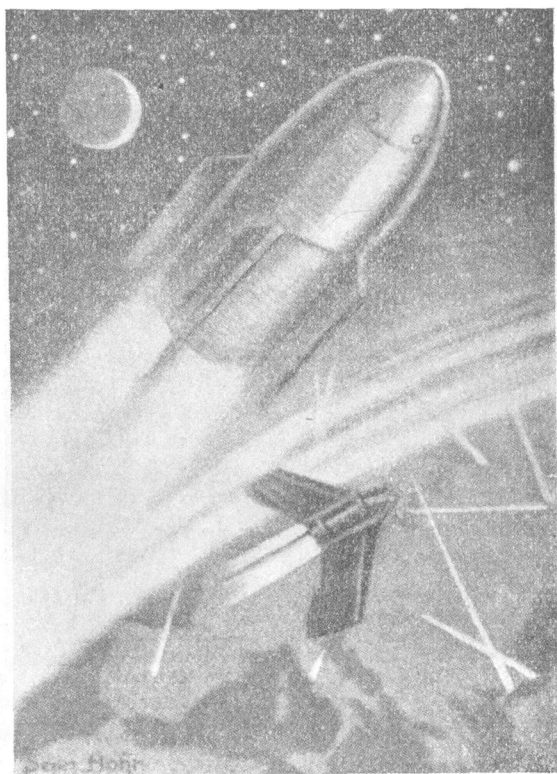
Черт. 172. Космическая ракета Вальера.



Черт. 173. Станция космических полетов на луне.



Черт. 174. Спуск космического корабля на землю.

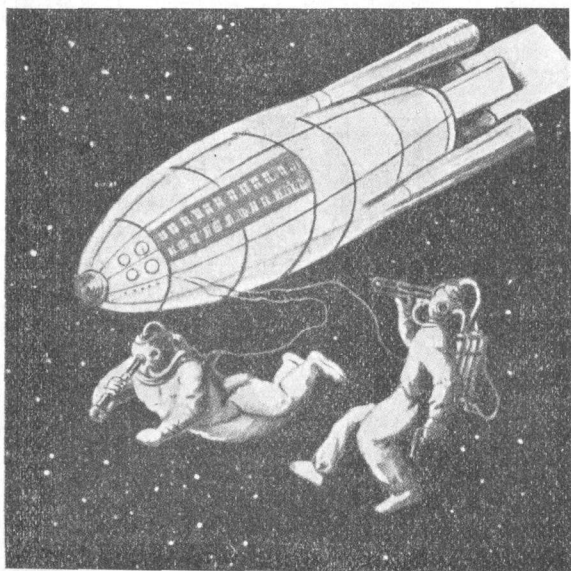


Черт. 175. Отделение космической ракеты от стартовой.

и 6-ю ракетами, на черт. 170 показан продольный разрез подобного аэроплана, на черт. 171 изображен реактивный аэроплан с двумя фюзеляжами, на черт. 172—космическая ракета, на черт. 173—станция косми-



Черт. 176. В среде без тяжести.



Черт. 177. В среде без тяжести.

ческих полетов на луне, где возобновляются запасы энергии при помощи солнечных аккумуляторов. На черт. 174 показан спуск космического корабля на землю.

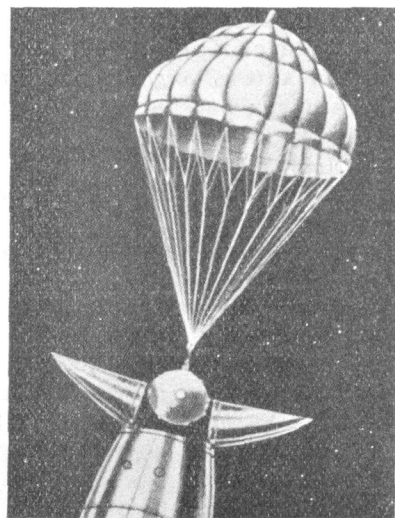
Развивая и дополняя идеи Оберта, Валье пишет:

Если принять скорость расширения газов в 4000 m/sec , а окончательную скорость ракеты в 19 km/sec , то в водородной ракете Оберта отношение масс наполненной ракеты к массе пустой будет около 43,1. При этом можно будет достичь границ солнечной системы. Для того же, чтобы только долететь до границы действия земного притяжения, достаточно отношение 12,1.

При подъеме и спуске на Юпитер потребуется скорость полета в 172 раза больше скорости истечения газов и отношение наполненной ракеты к пустой должно быть 4,7 триллионов. Полет же на него туда и обратно без снижения потребует горючего лишь в $1\frac{1}{2}$ раза больше, чем полет на луну.

Валье приводит подсчеты, что для того, чтобы ракета получила скорость, равную скорости извержения из нее газов, горючее должно составлять 63,21% полного ее веса. Если скорость ракеты желательно иметь в два или три раза больше предыдущей, то вес горючего составит соответственно 86,46% и 95,2% полного ее веса.

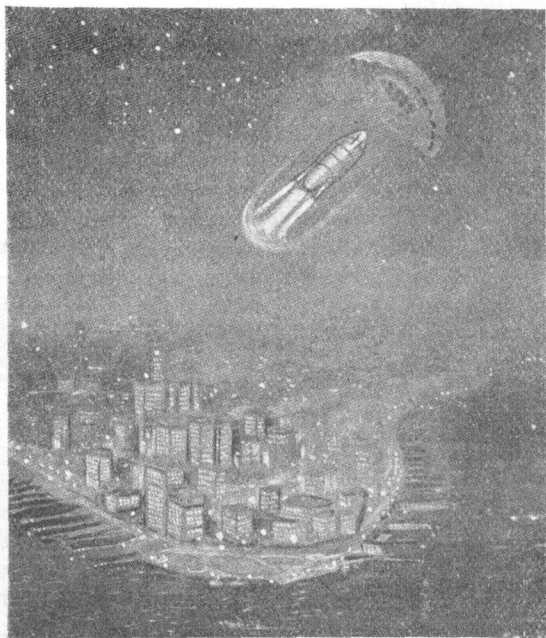
Таким образом на все остальное остается лишь $13\frac{1}{2}$ или 5% веса. При



Черт. 178. Спуск на парашюте.

порохе, который дает скорость извержения лишь 2500 m/sec , вес горючего получается весьма большой. Применение же в качестве горючего смеси водорода с кислородом ($v = 5000 \text{ m/sec}$) хотя и облегчит ракету, однако будет дорогим, опасным и трудно управляемым. Поэтому Валье советует пока ограничиться опытным полетом на высоту 250—300 km, что потребует меньших технических затруднений.

С черт. 175—изображены разные стадии ожидаемого будущего полета пассажирской ракеты на луну, именно, на черт. 175—взлет ракеты с земли; показан момент отделения от ракеты вспомогательного самолета, который поднял ее на высоту около 6 km, сама же ракета теперь продолжает двигаться собственными взрывами. На черт. 33 показан ее



Черт. 179 Спуск на парашюте и при помощи реакции газов.

полет между землею и луной уже без взрывов, а под влиянием силы тяготе-

ния. На черт. 32 изображена пассажирская каюта с парашютом (вверху). Показан момент, когда еще идет нарастание скорости и пассажиры испытывают перегрузку (4,5 g). На черт. 176 показан свободный полет людей внутри гондолы при отсутствии ускорения. На черт. 177 видно, что при свободном полете ракеты пассажиры могут в скафандрах безопасно лететь рядом с ракетой, и, наконец, на черт. 178 и 179 показан обратный спуск ракеты на землю, сначала при помощи парашюта, а потом реакции газов.

Стоимость ракетного корабля.

По мнению немецкого автора (журнал „Die Rakete“ 15/XII—1927. Seite 171) стоимость ракетного корабля весом 20 центнеров, для полета на луну, будет около 3350000 марок, т. е. немного больше, чем дирижабль Цепелина. Однако можно ожидать некоторого уменьшения этой цифры, ввиду облегчения в весе оболочки и камеры сгорания.

В Дании в 1925 г. также велись работы по постройке ракеты диаметром 2 mt.

Космический корабль Кондита.

В периодической прессе упоминалось еще о реактивном космическом корабле профессора химии Роберта Кондита, (С.-А.С.Ш.) в котором он предполагает лететь на Венеру (1926 г.)

Космический корабль Ж. Лабади.

Французский изобретатель J. Labadie предложил проект космического ко-

рабля, изображенного на черт. 180. Он разделен на 3 части. В верхней находится телескоп и аппараты обновления воздуха для дыхания, в средней электрический двигатель и камера сгорания и в нижней — дюза.

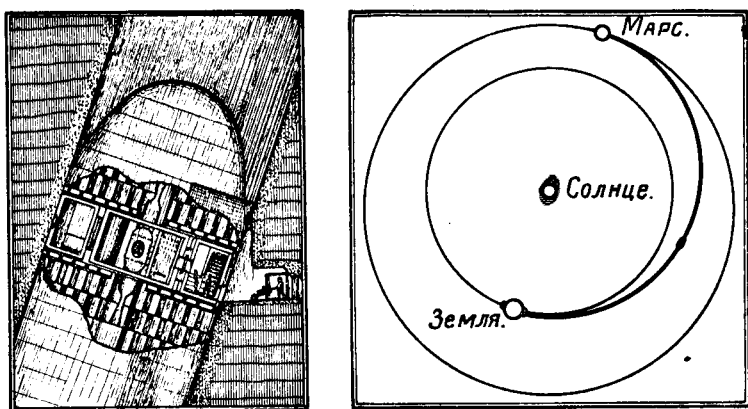
По одному проекту его ракета имела 8 дюз и удлинение 1:4, а по другому 6 дюз.

Черт. 180. Корабль Лабади.

Ракетный корабль Рандольфа.

На черт. 181 изображена часть разреза этого космического корабля. Он включает несколько тысяч цилиндрических резервуаров с отдельными дюзами. Работают они последовательно, начиная с дна. Над и под центральной кабиной показаны еще два реактивных двигателя для торможения при спуске на Марс и Землю. Кроме того, в каюте имеются баки с горючим для ракет, управляющих движением корабля. Далее, там же (посредине) находятся два гироскопа способствующие устойчивости в полете.

Сама пассажирская камера может вращаться вокруг помещения с гироскопами, благодаря чему создается искусственная тяжесть, прижимающая пассажиров к ее наружной стенке. На черт. 181 показана траектория полета корабля с Земли на Марс. Вес ракеты подобен весу океанского корабля.



Черт. 181. Корабль Рандольфа и траектория его полета на Марс.

Работы Гвидо Пиркэ.

Обстоятельное исследование путей полета межпланетного корабля дал инженер Гвидо Пиркэ (см. его статьи в журнале „Die Rakete“ (1928 г.).

Инженер Гвидо Пиркэ родился в 1880 году в Шлосс-Гирштеттине (ныне находится в черте гор. Вены) в семье помещика. Учился в реальной школе, а затем в высшей технической школе (машинное отд.) в Вене и Граце. Занимался частным образом астрономией. Состоит членом комитета технических испытаний, вице-президентом австрийского союза изобретателей и секретарем общества для исследования высших слоев атмосферы и межпланетных сообщений в Вене.

е) Ракета с крыльями по проекту Цандера.

Русский инженер Ф. А. Цандер поместил в журнале „Техника и Жизнь“ (1924 г. № 13 стр. 15 и в № 12—на обложке общий вид) статью с описанием проекта межпланетной ракеты с крыльями. К статье приложен и схематический чертеж. Приводим здесь эту статью, в которой

автор указывает на преимущества своего проекта перед проектами Циолковского и дает ответ на возражения, сделанные Я. Перельманом.

„Интересуясь математическими и конструктивными изысканиями, касающимися межпланетных путешествий, я уже в течение ряда лет делал расчеты по этому вопросу и пришел к выводу, что при существующей технике перелеты на другие планеты будут осуществимы, по всей вероятности, в течение ближайших лет.

Мново выработаны следующие главные положения:

1. Для полета в высшие слои атмосферы, а также для спуска на планеты, обладающие атмосферой, будет выгодно применять аэроплан, как конструкцию, поддерживающую межпланетный корабль в атмосфере. Аэропланы, обладающие способностью производить планирующий спуск в случае остановки двигателя, во многом превосходят парашют, предлагаемый для обратного спуска на землю Обертом в его книге: „Ракета к планетам“.

При парашюте отпадает возможность свободного выбора места спуска и дальнейшего полета в случае временной остановки двигателя, так что его следовало бы применять лишь для полетов без людей. Ту же часть ракеты, которую управляет человек, необходимо снабжать аэропланом. Для спуска же на планету, обладающую достаточной атмосферой, пользоваться ракетой, как это предлагает К. Э. Циолковский, также будет менее выгодно, нежели пользование планером или аэропланом—с двигателем, ибо ракета израсходует на спуск много горючего, а спуск с нею будет стоить, даже при ракете на одного человека, десятки тысяч рублей. Между тем как спуск не аэроплане стоит лишь несколько десятков рублей, а на планере и совсем ничего не стоит. Произведенные же расчеты ясно указывают на полную возможность медленного безопасного планирующего спуска на землю.

2. В наших слоях атмосферы следует применять малые скорости, по мере же увеличения высоты над земной поверхностью, в соответствии с убыванием плотности воздуха, эти скорости непрерывно могут возрастать.

3. Двигательную силу в нисших слоях атмосферы должен быть особый двигатель высокого давления, работающий горючим и жидким кислородом. Двигатель должен приводить в движение пропеллеры, которые могут быть построены либо с переставными, либо с обыкновенными лопатками. В последнем случае двигатель должен быть устроен так, чтобы он на земле работал с малым числом оборотов, а по мере увеличения высоты—со все большим числом оборотов. Взамен винтомоторной группы можно применять ракету, приспособленную к летанию в воздухе, действующую своей толкательной силой по направлению полета.

Под названием „ракеты“ здесь следует понимать раструб, аналогичный соплам турбин: через узенькое горлышко раструба под большим давлением поступают в него продукты горения; газообразные части, отталкиваясь от стенок раструба, быстро расширяются и получают—по направлению оси раструба—большую скорость, равную от 4 до 5 km/sec . Ракетой приспособленную к летанию в воздухе, называется такая, которая притягивает в раструб наружный воздух. При смешивании его с газами получается меньшая скорость всей массы газов в ракете, но зато ускоряемая масса газа и воздуха и коэффициент полезного действия получается больше, чем при обыкновенной ракете, для которой коэффициент полезного действия при скоростях полета до 400 m/sec очень мал.

4. При скоростях полета больших, нежели 400 метров в сек., следует применять в качестве двигательной силы либо ракету, приспособленную к летанию в воздухе, либо обыкновенную—чисто реактивную ракету.

5. Во время полета ракетой необходимо втягивать части несущих поверхностей (пропеллер, двигатель и прочие части аэроплана), расплавлять их в особом сосуде или котле и выбрасывать расплавляемый металл для увеличения действия ракеты. Для этой цели аэроплан должен иметь соответственную конструкцию: должен снабжаться троссами и приспособлениями для производства всех необходимых движений. Согласно произведенных расчетов, вес разбираемого аэроплана будет лишь немногим выше веса обыкновенного аэроплана.

6. При скоростях, близких к 8 km/sec , выгодно вылететь из земной атмосферы под малым уклоном к горизонту, так как при этой скорости центробежная сила, развиваемая от кружения вокруг земного шара, равна силе притяжения земли, т. е. аппарат, предоставленный самому себе, не будет падать обратно на землю, а если он находится уже вне атмосферы, то будет вечно кружиться вокруг земли, как луна. Воздух, который служил опорой для аэроплана, теперь лишь замедлял бы полет; аэроплан в межпланетном пространстве делается вполне излишним и годится лишь снова при спуске в атмосферу.

7. При желании перелететь на другие планеты, необходимо довести скорость полета до $11,18 \text{ km/sec}$, и в таком случае можно воспользоваться ракетой, но, вероятно, выгоднее будет летать при помощи зеркал или экранов из тончайших листов. Экраны должны вращаться вокруг их центральной оси для придания им жесткости. Зеркала не требуют горючего, но они, в случае надобности, могут быть использованы в ракете в качестве горючего. Это—два их преимущества; затем они не производят больших напряжений в материале корабля и будут иметь меньший вес, нежели ракета вместе с ее горючим, но зато они могут быть легче взорваны метеорами, нежели ракета.

8. Взамен экранов, можно будет, по всей вероятности, применять кольца, по которым течет электрический ток, при чем внутри кольца будет расположена железная пыль, удерживаемая вблизи плоскости кольца силами электричества. Пылинки должны быть наэлектризованы статическим электричеством для того, чтобы они держались на некотором расстоянии друг от друга.

Если солнечный свет упадет на зеркало, экран или пылинки, он произведет на них определенное давление. При огромных расстояниях, с которыми мы имеем дело в межпланетных пространствах, малые силы дают сравнительно большие скорости полета.

9. Если в межпланетном пространстве будут устроены огромные вогнутые зеркала, которые будут вращаться вместе с астрономическими направляющими трубами вокруг планет, то солнечный свет, собранный ими и направленный на пролетающий на другую планету межпланетный корабль, даст скорости, во много раз превышающие скорости ракет.

10. На основании всех этих положений можно построить ряд межпланетных кораблей.

На основании сделанных мною расчетов могут быть достигнуты следующие результаты:

Могут быть устранены огромные размеры несущей ракеты. К. Э. Циолковский предложил пользоваться для межпланетных путешествий ракетой

в комбинации с аэропланом ¹⁾. У него реактивная сила ракеты при полете поддерживает весь вес межпланетного корабля и, вдобавок, дает ему ускорение. Такие ракеты называются несущими или подъемными. Ракета же моей конструкции постоит в аэроплане; ее реактивная сила должна равняться лишь от $\frac{1}{3}$ до $\frac{1}{7}$ части веса корабля; такую ракету построить много легче, нежели огромную ракету Циолковского. В моей конструкции

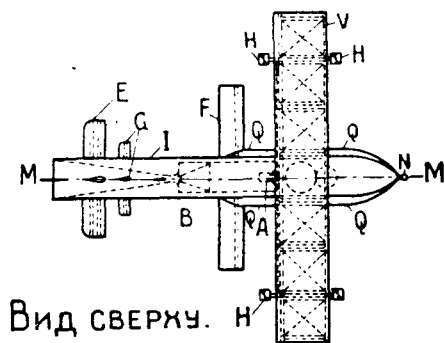
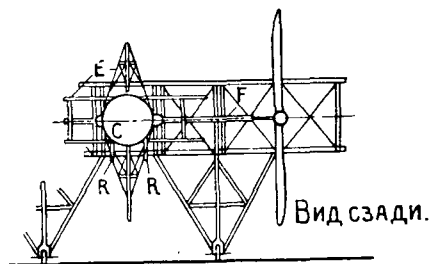
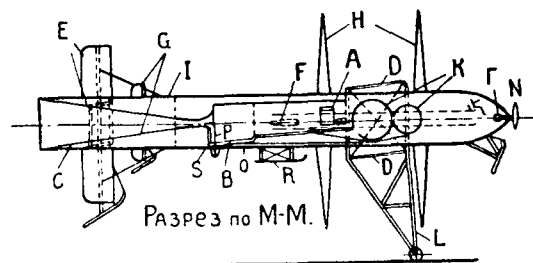
напряжения в материале будут много меньшими, нежели в подъемной ракете.

Далее, использованием строительного материала аэроплана в качестве горючего уменьшатся напряжения в межпланетном корабле, так как имеется возможность частичной замены жидкого горючего материала твердым строительным материалом, и это увеличение строительного материала делает возможным распределение действующих сил на большие поперечные сечения стержней. Создается практическая возможность израсходования горючего материала при полном весе корабля в 10 тонн до веса в 0,5 тонны (веса маленьких земных аэропланов); это представляет собою полную гарантию в отношении достижения огромных скоростей, необходимых для преодоления притяжения земного шара. Этим большим расходом горючего материала устраняется необходимость в применении взрывчатого вещества огромной силы.

При подъемной ракете — большое ускорение, производимое ею, является причиной сильного увеличения кажущегося веса, что заставляет пилота лежать в течение периода ускорения в

ванне, наполненной жидкостью. Это в моей конструкции ракеты отпадает, в виду того, что, ускорения в ней много меньше, так как она сама меньше и период ускорения может длиться дольше, нежели у подъемной ракеты.

В виду же того, что двигатель и ракета могут быть во время полета остановлены и снова пущены в ход, с межпланетным кораблем моей

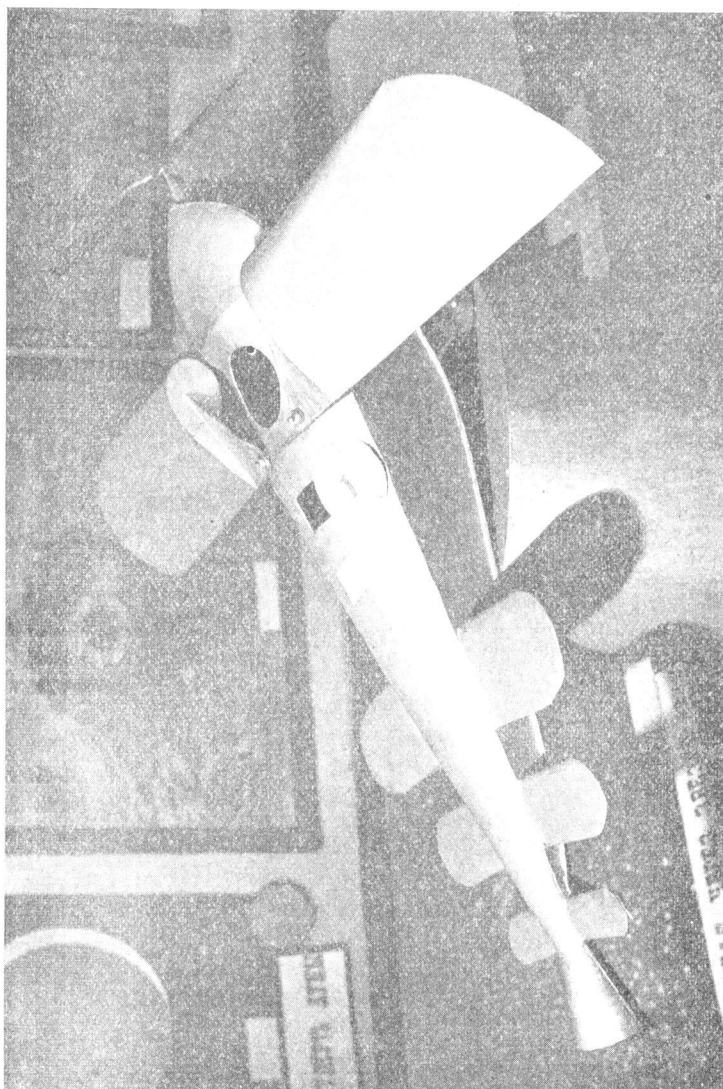


Черт. 182. Схема ракеты Цандера.

¹⁾ Ф. А. Цандер, в своем письме ко мне 14/II—1927 г., сообщил, что в атой фразе редакция журнала допустила пропуск слов „но не“, т. е. но не в комбинации с аэропланом. Иными словами, Ф. Цандер указывает на свой приоритет в идее устройства крыльчатой ракеты. Заметим, однако, что крыльчатые реактивные летательные аппараты были предложены уже давно, например, Лореном и Мело во Франции и др.

системы весьма легко производить опыты, постепенно увеличивая высоту и скорость полета.

Комбинацией ракеты с аэропланом, а также использованием строительного материала аэроплана в качестве горючего в ракете, устраняется, между прочим, и препятствие к межпланетным полетам, отсутствие



Черт. 183. Ракета Цандера,

достаточно сильного взрывчатого вещества, про которое говорит Я. И. Перельман.

В моей конструкции сильного взрывчатого вещества не требуется, огромного же веса ракета мною заменена ракетой, которая от 10 до 30 раз меньше подъемной ракеты, про которую говорит Перельман.

Таким образом, препятствия к межпланетным путешествиям, высказанные Перельманом, отпадают.

На черт. 182 изображены схемы крыльчатой ракеты Цандера. Описание деталей ее не дано. Можно предполагать, что к ракете приделаны два аэроплана: большой биплан с четырьмя боковыми винтами и рулями высоты E и поворотов E_1 и тележкой L . Когда ракета взлетела, все эти части втягиваются внутрь и сжигаются. Для обратного же спуска, повидимому, служит маленький моноплан F , шасси R , рули GG и винт N на носу.

На выставке межпланетных аппаратов в Москве в 1927 г. были выставлены чертежи и модель (рис. 183) ракетного аппарата Цандера, и было указано, что он работает в этом направлении с 1922 г. С земли до высоты 7 км ракета поднимается при помощи крыльев. Даже крылья втягиваются и начинается работа ракетного двигателя путем сжигания алюминия в чистом кислороде. Спуск производится планированием, как у аэропланов. Кроме того, при подъеме и спуске должен применяться мотор, потребляющий на 1 лош. силу 1 грамм горючего.

В виду ценных работ Цандера, вообще, в области межпланетных сообщений, интересно ознакомиться с условиями работы и жизни этого инженера. В ответ на мою просьбу Ф. А. Цандер любезно прислал мне свой портрет (черт. 184), снятый 28/III—27 г., и автобиографию, каковые здесь и приводятся.

Автобиография Цандера, Фридриха Артуровича, инженера технолга.

Я родился 11/23 августа 1887 г. в г. Риге (Латвия) в семье доктора медицины, русским подданным. Мой отец был большим любителем естествоведения, и мы, дети, с ним часто посещали зоологический музей в Риге, в котором он в то время работал. Разнообразные экзотические животные, в особенности птицы, совместно с рассказами о том, что мы на других земных шарах могли бы найти еще вполне неизвестных нам существ, а также и метеориты, которые хранились в музее, развили во мне с раннего детства стремление лететь на звезды. Мальчиком я читал с особым вдохновением книги и рассказы из области астрономии и межпланетных путешествий.

В 1905 г. я окончил реальное училище в Риге первым учеником. Затем я до 1907 г. был слушателем в высшем техническом училище в Данциге (Германия) на Машиностроительном Отделении; а с 1907 до 1914 г.—студентом Рижского Политехнического Института, на Механическом Отделении, которое окончил в июне 1914 года с отличием.

В 1908 г. мне совершился 21 год от роду, я стал официально взрослым, получил некоторое количество денег и первым делом закупил себе астрономическую трубу с диаметром объектива, равным 4 дюймам, длиною приблизительно в 1,5 метра. К этому времени мы, студенты, организовали „1-е Рижское Студенческое Общество Воздухоплавания и Техники Полета“ при Р. П. И., и я часто говорил товарищам, что нам нужно было бы поработать над вопросом о перелете на другие планеты. Во время великого противостояния Марса в 1909 г. я одновременно часто показывал в свою трубу товарищам планеты и звездные кучи.

В 1908 г. я впервые сделал попытку работать в области межпланетных сообщений: производил некоторые расчеты, относящиеся к истечению газов из сосуда, к работе для преодоления притяжения земли, и некоторые другие.

С 1914 до 1918 г. я работал на заводе Резиновой промышленности сначала в Риге, затем в Москве, для того, чтобы основательно познако-

миться с производством резиновых изделий, так как резина—хороший изолятор от безвоздушного пространства.

С 1915 до 1917 г. я производил самые первые опыты, касающиеся оранжереи авиационной легкости, которая могла бы находить применение при перелетах на другие планеты, и имел некоторый успех: у меня выросли некоторые овощи (горох, капуста и отчасти другие) в цветочных горшках, наполненных взамен земли—толченым древесным углем, являющимся в 2—3 раза более легкой почвою, нежели земля или песок. Удобрением служило ночное золото.

С сентября 1917 г., в то время, когда наш завод перестал работать, я начал снова делать расчеты к перелетам на другие планеты: исходил из расчетов полета особо высоко летающего аэроплана, приводимого в движение двигателем с пропеллерами; в том же году для больших скоростей полета на больших высотах добавил к двигателю ракету и делал расчеты также и к ней. В дальнейшем сюда прибавились мои расчеты путей, времен перелета и скоростей, которые должны быть сообщены межпланетному кораблю при полетах на другую планету, а также и другие расчеты.

В феврале 1919 года я поступил с великими надеждами на Гос. Авиазавод № 4, „Мотор“, в Москве, в качестве Завед. Технич. Бюро. Начал во всякое свободное время заниматься разработкою конструкции аэроплана для вылета из земной атмосферы и получения в ней космических скоростей, а также и разработкою двигателя к нему.

В конце 1920 г. я доложил про свой двигатель на Губернской Конференции Изобретателей в Москве, на которой была учреждена Ассоциация Изобретателей А. И. З., и много говорил про свой проект межпланетного корабля-аэроплана. Там мне Владимир Ильич Ленин обещал поддержку.

Я после этого работал более интенсивно дальше, желая представить наиболее совершенно разработанные работы; со середины 1922 до середины 1923 г. для ускорения работ работал исключительно дома, попал при этом в большую нужду; потребовалась продажа моей астрономической трубы. Ею заинтересовались красные курсанты в Кремле и закупили у меня трубу для клубного отдела В. Ц. И. К., помогая этим продолжению работ. Т.т. рабочие с завода „Мотор“ также поддерживали меня, отчисляя мне мой 2-х месячный заработок. Это было первым пожертвованием в пользу межпланетных сообщений.

В дальнейшем я работал опять, теперь в качестве консультанта на Г. А. З. № 4, „Мотор“, получившем в 1925 г. название им. тов. Фрунзе.



Черт. 184. Ф. А. Цандер.

1-ю лекцию о своем межпланетном корабле я читал в январе 1924 г. именно, в теоретической секции Московского Об-ва Любителей Астрономии. Она прошла с успехом. Осенью и зимою 1924 и 1925 г. мною были еще прочитаны, с большим успехом, публичные лекции, вылившиеся в форму диспутов в данной области. Таким образом я читал 3 раза в Москве, по 1 разу в Ленинграде (где диспут происходил под председательством проф. Глазенаппа), Харькове, Саратове, Туле и Рязани. Впоследствии я читал также и на 2-х авиационных заводах в Москве.

В 13 номере 1924 г. в журнале „Техника и Жизнь“ я впервые печатал статью под заглавием: „Перелеты на другие планеты“, с кратким резюме своих главных работ.

В 1924 г. я в Москве принимал деятельное участие в организации „Общества Изучения Межпланетных Сообщений“ и был избран в члены президиума его. После лекции проф. Лапирова-Скобло в Москве, там же была сорганизована запись в члены Об-ва; записалось за короткий срок приблизительно 150 человек. Нами читались лекции в Обществе, которое временно помещалось в помещении Астрономической Обсерватории М. О. Н. О., на б. Лубянке, д. 13. Председателем О-ва был публицист Крамаров. Между членами выделялись и такие личности, как, напр., т.т.: Ф. Э. Дзержинский, К. Э. Циолковский, Я. И. Перельман.

Однако, недостаточное количество литературного материала и свободного времени не дали нам возможности развернуть работу широко и, просуществовав приблизительно год, О-во погасло временно; дела и библиотека были переданы в В. Н. О. в Москве, которое в свое время взяло инициативу его открытия на себя.

Измененные семейные обстоятельства, женитьба, осенью 1923 г., на А. Ф. Милюковой и дети, хотя весьма любимые (я им дал астрономические имена: дочери—имя Астра и сыну—имя Меркур), несколько задержали быстрое развитие работ.

В настоящее время я готовлю к печати книгу на приблизительно 500 стр., которая будет содержать мои расчеты в области межпланетных сообщений. Расчеты относятся отчасти к областям, другими авторами еще совсем не затронутым.

Осенью 1924 г. я подал в Академию Воздушного Флота в Москве конспект к циклу лекций, предполагавшихся мною к чтению для студентов означенного Института. Лекции тогда не состоялись, но в текущем году я получил приглашение их читать для студентов старших курсов. Будем надеяться на то, что эти лекции приведут к дальнейшему увеличению количества работников, работающих в данной области.

Мне принадлежит, насколько мне известно, первенство по следующим предложениям:

- 1) По снабжению ракеты крыльями для полета в атмосфере и получения космической скорости в приблизительно 8 km/sec в высших слоях ее, а также и для планирующего спуска с межпланетного пространства на Землю и другие планеты, обладающие атмосферою.

- 2) По снабжению такого аэроплана-ракеты моторами для полета в низших слоях атмосферы, где коэффициент полезного действия ракеты, из-за малых скоростей полета, ничтожно мал. Двигатели должны быть особой системы, и лучше всего, если они приспособлены лишь для приблизительно получасовой работы без опасности поломки.

- 3) По одновременному сжиганию в ракетах горючих, дающих твердые продукты горения, и горючих, дающих летучие продукты горения. В качестве горючих первого рода можно взять (в особенности потому,

что предложенный другими метод вкладывания друг в друга ракет требует громадных начальных весов и поэтому не дешевле, но из-за неизученности конструкции чисто подъемных ракет—много опаснее предложенного мною метода полета при помощи аэроплана) части межпланетного корабля, т. е. стержни, поверхности и т. д., изготовленные из сплавов алюминия, магния, лития и т. п. металлов, после того, как из-за уменьшенного веса, вследствие расхода горючего, эти части сделались ненужными. Выгода та, что мы можем строить межпланетный корабль весьма прочным и все же взять с собою достаточное количество горючего.

4) По применению комбинации ракет с вогнутыми зеркалами, концентрирующими солнечный свет внутри межпланетного корабля, для увеличения скорости выходящих газов, а значит и действия ракеты для полетов в самом межпланетном пространстве.

5) По применению колец—солонидов, по которым течет электрический ток, и давлением солнечных лучей на облако железной пыли, удерживаемой током внутри кольца, происходит перемещение межпланетного корабля в самом межпланетном пространстве. Выгода та, что метеоры, пролетая через облако, полету почти не мешают.

6) По концентрации солнечных лучей помощью системы громадных вогнутых и выпуклых зеркал параллельным пучком на конструкции по п. 4 с целью получения громадных скоростей полета и для полетов в другие солнечные системы (это единственный уже теперь осуществимый метод, дающий надежду на перелет в другую солнечную систему).

7) По применению шара, изготовленного из тончайших металлических листов, наэлектризуемого зарядом Земного шара и отталкивающегося от него электростатическими силами, для полетов в межпланетном пространстве. Полет возможен, в случае если Земной шар обладает зарядом ¹⁾.

8) По применению облета планет вне или внутри их атмосферы с целью увеличения скорости полета (получения даровой энергии во время полетов на другие планеты). По ускорению межпланетного корабля в моменты, в которые скорость полета—большая (для той же цели).

9) По отклонению метеоров действием электростатического электричества, выпускаемого на метеоры в виде катодных лучей межпланетным кораблем, помещенным в также наэлектризованный шар.

Имеется у меня еще ряд предложений, относящихся к конструкциям межпланетного корабля, его двигателей, ракеты и т. п., а также и другие, еще мною мало разработанные предложения.

Москва 12 марта 1927 г.

Подпись: Ф. А. Цандер.

Работы Алько и С. Стефано.

Несколько небольших заметок по вопросу полета ракеты в межпланетное пространство поместил Алько в журнале „Техника и Снабжение Красной Армии“. В частности, в № 159 (1924 г.) этого журнала он дает следующее:

¹⁾ Эта идея была уже в 1924 г. предложена Ямато.

Определение заряда пороха для метания 1 kg на Луну при помощи ракеты (без учета сопротивления воздуха).

Работа тяготения, которую должен преодолеть заряд равна $6,3 \cdot 10^6 \text{ kg m}$.
Работа 1 kg пороха равна $429 \cdot 10^3 \text{ kg/m}$.

Ракета должна нести заряд с собой. Обозначим величину заряда через x , и пусть вес его изменяется по мере сгорания от x до 0; принимаем средний вес его $x/2 \text{ kg}$. Тогда для подъема 1 kg потребуется вес заряда $\frac{6,3 \cdot 10^6}{429 \cdot 10^3} = \approx 14,7 \text{ kg}$, а учитывая утилизацию ракеты около $1/3$ — $3 \times 14,7 = \approx 45 \text{ kg} = x$.

Для подъема же заряда в $\frac{x}{2} \text{ kg}$ будем иметь $45 \cdot \frac{45}{2} = \text{т. е. около } 1015 \text{ kg}$, а всего $1015 + 45 = 1160 \text{ kg}$.

Вес ракеты для полета с Земли на Луну и обратно.

Итальянский генерал Антонио де-Стефано, на основании своих подсчетов приходит к заключению, что для того, чтобы каюта с одним пассажиром могла достичь Луны, обладая весом 0,3 t, и вернуться обратно на Землю, она при полете с Луны должна иметь вес, включая и взрывчатую массу, в 150 t, а для доставки такого веса с Земли на Луну начальный вес ракеты должен быть 75000 t при скорости извержения газов 2000 m/sec. Если же принять эту скорость в 5000 m/sec, то для полета груза 0,3 t с земли на луну и обратно потребуется вес снаряда 120 t, а с луны на землю 6 t.

г) Проект Гоманна полета в мировом пространстве.

Немецкий инженер Вальтер Гоманн, в своей книге „Достигаемость небесных тел“ (Мюнхен 1925 г.), исследует вопрос о возможности полета ракетного снаряда в межпланетное пространство и, в частности, на Луну, Венеру и Марс, а также исследует условия спуска снаряда обратно на Землю.

Ниже приводятся главнейшие результаты его исследования. Полный же перевод его работы приводится отдельно в специальной книге.

Сочинение включает в себе пять глав:

- 1-я глава.—Подъем с земли.
- 2-я „ Спуск на землю.
- 3-я „ Свободный полет в пространстве.
- 4-я „ Облет других небесных тел.
- 5-я „ Спуск на другие небесные тела.

Подъем с земли: Автор исследует влияние разных собственных ускорений ракеты при взлете и учитывает влияние земного притяжения при разных скоростях извержения газов из ракеты. В нижеследующей таблице даны результаты его подсчетов, при чем сопротивление воздуха пока в расчет не принимается.

ТАБЛИЦА

Полет с земли без учета сопротивления воздуха.

		15	20	25	30	40	50	100	200
Собственное ускорение снаряда m/sec^2									
Подъем над центром земли в km r_1		10600	9510	8860	8490	7950	7640	7000	6680
Скорость полета в конце извержения газов v_1 m/sec		8660	9150	9470	9680	10000	10200	10650	10890
Продолжительность полета до окончания извержения газов t_1 sec		1192	762	565	448	319	248	117	57
Отношение начальной массы снаряда к конечной (при окончании взрывов) $\frac{m_0}{m_1}$ при скорости извержения газов C .	$C = 1000$ m/sec	58700000	4160000	1545000	675000	346000	240000	120300	89130
	$C = 1500$ "	149000	25000	12000	7750	4950	3840	2400	2000
	$C = 2000$ "	7570	2010	1160	825	587	495	347	299
	$C = 2500$ "	1270	438	282	216	164	143	108	95,5
	$C = 3000$ "	388	159	110	88	70	62	49	44,7
	$C = 4000$ "	87,3	44,8	34,1	28,7	24,2	22,	18,7	17,2
	$C = 5000$ "	35,7	20,9	16,7	14,6	12,8	11,9	10,4	9,8
	$C = 10000$ "	6,0	4,6	4,1	3,8	3,6	3,5	3,2	3,1

При вычислении этой таблицы Гоманн принимает, что ускорение силы земной тяжести на разных высотах постоянно и равно

$$g_m = \frac{2g_0 + g_1}{3}, \text{ где } g_0 \text{ — уск. силы тяжести у поверхности земли,}$$

$$g_1 \text{ — " " " на расстоянии } r_1 \text{ от центра земли.}$$

Кроме того предполагается, что в каждый момент извергаемая масса пропорциональна остающейся массе снаряда и скорость извержения газов постоянна.

Конечная скорость v_1 , данная в таблице, соответствует случаю, когда, на расстоянии r_1 снаряд перестает двигаться ускоренно (теряет собственное ускорение), но в то же время обратно не упадет на землю под влиянием ее притяжения.

Гоманн принимает допустимую для человека величину собственного ускорения снаряда 30 m/sec^2 , а скорость извержения газов — 2000 m/sec и тогда отношение начальной массы снаряда к конечной (к началу свободного полета и без учета сопротивления воздуха) будет по таблице 825.

Сопротивление воздуха изменяет условия подъема, уменьшая ускорение взлета на величину около $2,4 \text{ m/sec}^2$, которое вместо ранее допущенного будет теперь $30 - 2,4 = 27,6 \text{ m/sec}^2$. Благодаря этому повышается и отношение начальной и конечной масс снаряда, которое для разных ускорений и скоростей извержения дано в следующей таблице:

ТАБЛИЦА

Полет с земли с учетом сопротивления воздуха.

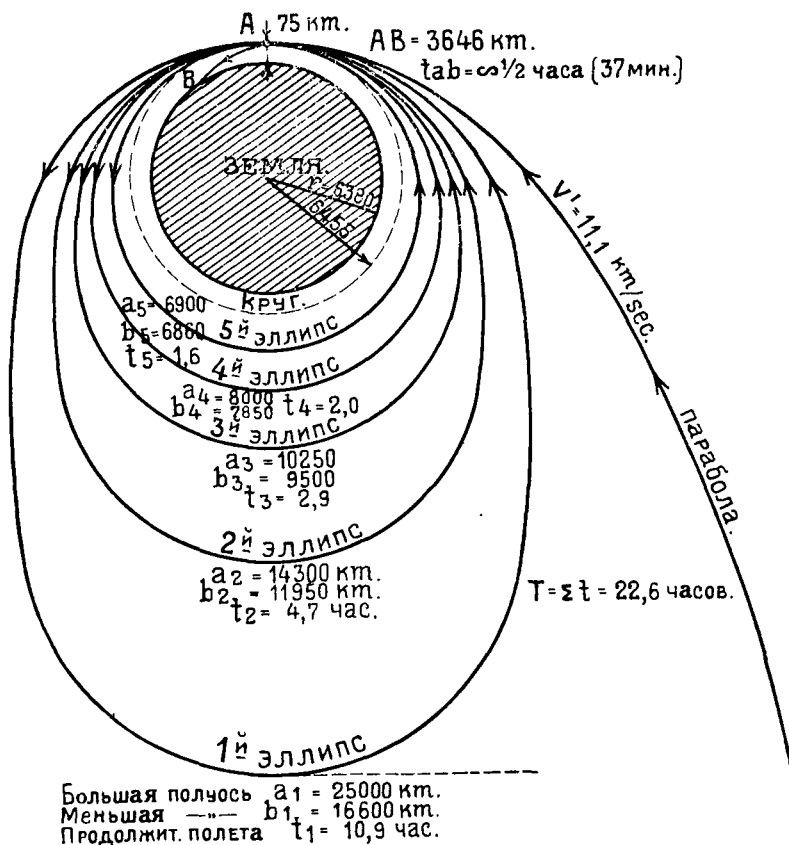
Ускорение m/sec^2 .		30		100		200	
Время подъема t/sec ,		456 вместо 448		123 вместо 117		64 вместо 57	
Скорость извержения газов $C \text{ m/sec.}$	$C = 2000$	933	" 825	468	" 347	602	" 299
	$C = 2500$	235	" 216	138	" 108	166	" 95,5
	$C = 3000$	95	" 88	60	" 49	71	" 44,7
	$C = 4000$	30	" 28,7	22	" 18,7	25	" 17,2
	$C = 5000$	15	" 14,6	12	" 10,4	13	" 9,8

В дальнейшем Гоманн принимает для своих подсчетов цифру 933.

Спуск на землю. Для облегчения спуска на землю Гоманн предлагает к летящему со скоростью $11,1 \text{ km/sec}$ из мирового пространства снаряду приделать тормозящие поверхности, которые задерживали бы его полет в земной атмосфере, и, кроме того, самый спуск на землю производить не радиально, а по спиральям, описывая вокруг земли все меньшие и меньшие эллипсы, вершины которых пронизывали бы земную атмосферу на высоте 75 km и постепенно бы тормозили скорость полета, пока она не уменьшится до безопасной для планирующего спуска на землю.

На черт. 185 показаны эти эллипсы; скорости полета снаряда в точке А на высоте 75 km над землей для разных эллипсов будут следующие:

Подход по параболе v' . . .	11,1 km/sec.
1-й эллипс	10,4 "
2-й "	9,8 "
3-й "	9,2 "
4-й "	8,6 "
5-й "	8,1 "
Круг	7,85 "



Черт. 185. Спуск космической ракеты на землю по Гоманну.

Последняя скорость соответствовала бы движению снаряда вокруг земли по кругу, если бы не было сопротивления воздуха. Далее полет переходит в планирование АВ длиной 3646 km.

На черт. 185 приведены данные о размерах эллипсов и продолжительности полета по ним. Продолжительность всего спуска занимает 22,6 часа.

Кроме подхода к земле с парабола по эллипсам, Гоманн рассматривает еще прямой переход с парабола на круг, высотой 75 km над землей. Для этого придется перейти с парабола сначала на принудитель-

ное движение по кругу (с замедлением движения), описав путь в земной атмосфере длиной 2000 *km* в 3,63 мин. и затем, достигнув скорости 7,85 *km/sec*, соответствующей свободному движению по кругу, произвести планирующий спуск, как и раньше. Однако, при этом получатся большие замедления и нагревание снаряда. Для избежания опасности нагревания стенок снаряда при трении о воздух Гоманн предлагает делать их снаружи ребристыми, чтобы увеличить поверхность передачи тепла в воздух и, кроме того, увеличить число облетов по спирали, именно: для скоростей

от 11,1	до 7,85 <i>km/sec</i>	...	6 облетов.
„ 7,85	„ 4	„	3,5 „
„ 4	„ 0	„	0,5 „

Всего . . . 10 облетов.

При этом вся энергия торможения предполагается переходящей в тепло и передающейся снаряду. В действительности число облетов будет где-то посредине между ранее (5) и теперь (10) полученными случаями.

Свободный полет в пространстве. На основании результатов подсчета, произведенного Гоманном в главе 1-й своего труда, он вычисляет скорости *v*₁ полета при прекращении извержения газов, при которых снаряд улетит от земли и более на нее не возвратится. Для обратного же возвращения необходимо во время свободного полета сделать направляющий взрыв, который изменил бы скорость полета. Например, для того, чтобы снаряд, поднявшись на высоту 800000 *km* над землей, не улетел дальше, а стал бы возвращаться обратно, падая прямо на землю, необходимо уже заранее замедлить скорость, для чего следует потратить взрывчатое вещество, равное 0,11 массы снаряда. Если же мы желаем, чтобы он с этой высоты не падал на землю, а летел бы вокруг нее, описывая эллипс, необходимо на высоте 800000 *km* произвести еще направляющий взрыв, истратив еще вещество массы, равное 0,09 массы снаряда, который дал бы изменение скорости на 0,09 *km/sec*.

Таким образом, полет в мировое пространство с обратным движением по эллипсу будет происходить следующим образом:

1. Прекращение собственного ускорения снаряда на высоте 8490 *km* (см. таблицу при ускорении 30 *m/sec*²),
2. Полет от этого места до начала возвращения с высоты 800000 *km*. Продолжительность полета 349 часов.
3. Обратный полет по эллипсу с высоты 800000 *km* до высоты 6455 *km* (начало торможения). Продолжительность 354 часа.

Итого продолжительность всего полета:

Взлет 8 мин. = ∞	...	0,2 часа
Свободный полет 349 + 354 =	703	„
Спуск	...	22,6 „

Всего около 30¹/₅ дней, т. е. около 1 месяца.

Вес и форма снаряда.

Исходя из расчета 30-дневного полета Гоман определяет вес каюты и припасов для путешествия двух человек следующим образом:

Вес головки снаряда с расчетом на 30 дней полета:

	kg
а) Два человека с одеждой и предметами личного потребления	200
б) Пища и вода на 2-х человек, считая по 4 kg в день на человека на 30 дней	240
в) Керосин для отопления снаряда на 30 дней и для согревания жидкого кислорода ($1,7 + 0,3 = 2$ kg) в день	60
г) Запас кислорода для дыхания 2-х человек, считая на человека в день 0,6 kg и на горение керосина в день на 1 kg его — 2,7 kg кислорода ($2,2,7 + 2 \cdot 0,6 = 6,6$; $6,6 \times 30 =$.	200
д) Сосуды для хранения жидкого кислорода 0,4 и припасов 0,2 их веса — $200 \cdot 0,4 + (240 + 60) \cdot 0,2$	140
е) Поверхности: тормозящие — 6 m ² , несущие — 59 m ² , рулевые — 5 m ² , носовая — 10 m ² , считая по 3 kg/m ² = $6 + 59 + 5 + 10 = 80$, $\times 803$	240
ж) Наружная оболочка снаряда 14,45 m ² по 50 kg/m ²	780
з) Взрывчатые вещества для направляющих взрывов	200
Итого	2260

Учитывая, что после прекращения собственного ускорения снаряда необходимо будет сделать три направляющих взрыва, расходуя каждый раз $\frac{1}{10}$ всего веса, получим вес головки снаряда после прекращения собственного ускорения снаряда — $2260 \cdot 1,1^3 = 3000$ kg.

При начале же планирующего спуска на землю:

$$3000 - 740 - 240 - 60 - 200 = 1760 \text{ kg.}$$

На черт. 186а изображена вся ракета с головкой (вверху) и запасом взрывчатых веществ (в виде уширяющейся башни).

На черт. 186б — головка с двумя пассажирами изображена отдельно. Она повернута носом вниз, и, наконец, на черт. 186с изображен полет головки при входе из межпланетного полета обратно в земную атмосферу: показан раскрытый парашют (F_1), планирующая поверхность (F_0) и рули (F). Размеры указаны на чертеже.

При определении размеров ракеты были приняты следующие исходные данные:

Вес головки со снаряжением, как выше указано — $3000 \text{ kg} = 3t$.

Удельный вес взрывчатого вещества $1,5 \text{ t/m}^3$.

Ускорение полета при взлете 30 m/sec^2 .

Скорость извержения газов — $c = 2000 \text{ m/sec}$.

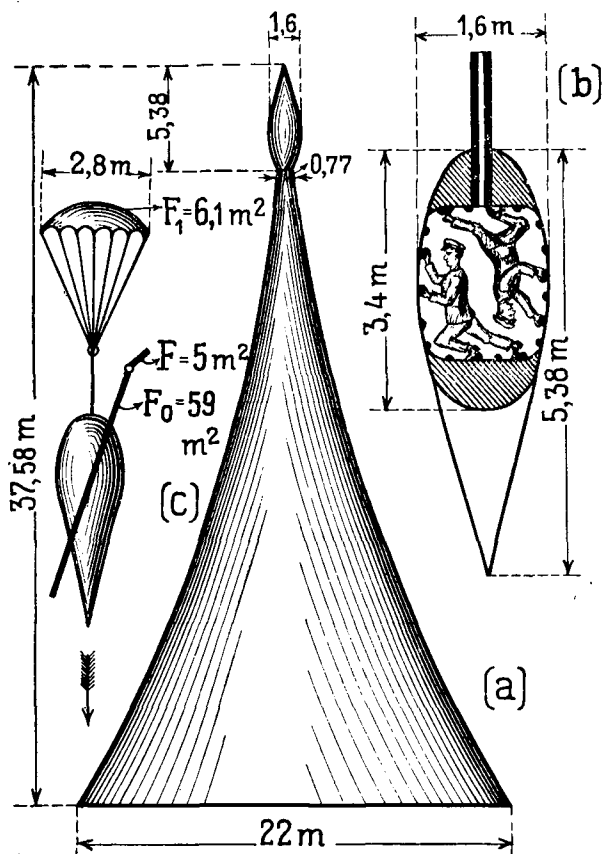
Отношение начального веса к конечному (по табл.) 933.

Форма башни рассчитана, исходя из условия равного сопротивления на сжатие в разных ее поперечных сечениях принятого в $1,85 \text{ kg/cm}^2$.

Полный вес ракеты при взлете = $3 \cdot 933 = 2799 \text{ t}$.

Поворот головки снаряда при полете (черт. 186b).

Для того, чтобы изменить направление полета головки снаряда, необходимо его повернуть так, чтобы взрывная труба расположилась в желаемом направлении. Для этого Гоманн предлагает пассажирам, находящимся внутри снаряда, передвигаться в противоположном направлении, цепляясь за поручни, прикрепленные внутри стенок. При этом снаряд будет вращаться обратно, пока не расположится в желаемом направлении. Тогда, при помощи взрывной трубы можно произвести взрыв и изменить скорость полета ракеты на желаемую величину.



Черт. 186. Ракета Гоманна.

Облет других небесных тел.

а) Облет луны можно осуществить при описанном ранее свободном полете, поднявшись над землею на высоту 800000 *km*, т. е. почти в два раза дальше, чем от нее отстоит луна и рассчитав время полета так, чтобы при наиболее удаленном положении снаряда от земли луна прошла между ним и солнцем. Направление полета следует принимать к солнцу, чтобы видеть освещенными землю и луну.

б) Облет Венеры. Если снаряд, достигнув высоты 800000 *km* над землею, получит изменение скорости не 0,09 *km/sec*, каковое необходимо было для обратного возвращения на землю, а иное, то в зави-

симости от знака этого изменения он будет удаляться или приближаться к солнцу, описывая вокруг него эллипс. Например, уменьшив скорость на $2,4 \text{ km/sec}$ можно заставить снаряд описать эллипс, касательный к орбите Венеры. Для этого потребуется дополнительный взрыв вещества, масса которого равнялась бы $3,65$ массы снаряда в этот момент (при $C = 2000 \text{ m/sec}$).

Обратное возвращение на землю необходимо согласовать с периодами вращения Земли и Венеры около солнца. Здесь представляются две возможности: 1) или, долетев до орбиты Венеры, превратиться в ее спутника, совершить около нее несколько оборотов и, выждав время, пуститься по дуге эллипса в обратный путь к Земле. На это потребуется $2,15$ года полета при отношении начальной и конечной масс снаряда 83000 ; 2) или, долетев до Венеры, снаряд летит обратно к земной орбите, пересекает ее, летит еще дальше до некоторого места и возвращается обратно по эллипсу, касательному к земной орбите в такой точке, в которой, по расчету, в это время будет находиться земля. На такой полет потребуется $1,58$ лет и отношение масс снаряда 82000 (при $C = 2000 \text{ m/sec}$).

в) Облет Марса аналогичен облету Венеры. Необходимо лишь, на высоте 800000 km над землей не уменьшить, а увеличить скорость полета ракеты. Продолжительность полета будет около $1\frac{1}{2}$ лет и вес снаряда при взлете с земли потребуется (при весе его головки с снаряжением при взлете $16,72$ тонны):

при $C = 2$	km/sec	...	567000 t
" $C = 2,5$	"	...	69500 "
" $C = 3$	"	...	17600 "
" $C = 4$	"	...	3150 "
" $C = 5$	"	...	1130 "

Спуск на другие небесные тела.

а) Спуск на Венеру. Для полета с Земли на Венеру со спуском на нее потребуется 176 дней. Вес снаряда и горючего будет:

Начальный вес головки снаряда (люди, головка, припасы)... 7 t .

Вес при спуске на Венеру..... $3,5 \text{ "}$

Начальный вес всего снаряда:

$C = 2$	km/sec		54800 t
$C = 2,5$	"		8800 "
$C = 3$	"		2800 "
$C = 4$	"		620 "
$C = 5$	"		260 "

Если же предвидеть необходимость брать горючее и для обратного возвращения и спуска на землю, то начальный вес ракеты будет:

при $C = 2$	km/sec		670000000 t
" $C = 2,5$	"		17000000 "
" $C = 3$	"		1600000 "
" $C = 4$	"		74000 "
" $C = 5$	"		1240 "

б) Спуск на Марс. Полет с Земли со спуском на Марс потребует 265 дней.

Вес головки снаряда при подъеме с земли..... 9 t .

" " " " спуске на Марс $3,2 \text{ "}$

Вес всего снаряда при подъеме с Земли:

Скорости газов.	Только для полета на Марс (тонны).	Для полета обратно (взрывчатые ве- щества берутся на Марсе (тонны).
$C = 2 \text{ km/sec.}$	875000	1430
$C = 2,5 \text{ "}$	76500	515
$C = 3,0 \text{ "}$	15000	265
$C = 4 \text{ "}$	2200	118
$C = 5 \text{ "}$	690	71

в) Спуск на Луну. Продолжительность полета с Земли на Луну 15 лней.

Начальный вес головки снаряда с запасами 2,6 t.

Начальный вес (в тоннах) всего снаряда при взлете с Земли:

Скорость извержения газов.	Полет только на Луну.	Полет с Луны на Землю (взрывчатые вещества берутся на Луне).	Полет с Земли на Луну с запасом взрывчатых веществ на Земле.
$C = 2 \text{ km/sec.}$	8250 t.	8,9 t.	28000 t.
$C = 2,5 \text{ "}$	1610 "	6,9 "	4250 "
$C = 3 \text{ "}$	555 "	5,9 "	1250 "
$C = 4 \text{ "}$	144 "	4,8 "	890 "
$C = 5 \text{ "}$...8...	64 "	4,3 "	700 "

г) Легкость взлета с луны указывает на желательность использова-
ния ее, как станции для полета на другие планеты. В нижеследующей
таблице даны начальные веса снаряда (в тоннах) при полете с Луны.

Скорое ть извержения газов (C) km/sec.	Круговой по- лет Луна — Венера— Марс без спуска на Венеру и Марс. t.	Полет Луна Марс со спу- ском на Марсе. t.	Полет Луна — Вене- ра, со спуском на Венере. t.	Полет Луна— Марс со спуском на Марсе и с запасом на Лу- не для обрат- ного полета. t.	Полет Луна— Венера со спу- ском на Венере и с запасом на Луне для обрат- ного полета. t.
$C = 2,0$	2070	3190	200	75000	290000
$C = 2,5$	780	860	99	11800	36300
$C = 3$	417	370	67	3600	9900
$C = 4$	194	136	38	850	1780
$C = 5$	124	76	29	360	680

На стр. 204 дано сопоставление результатов, полученных Гоманном.

Результаты подсчетов Эсно-Пельтри.

Эсно-Пельтри в своем сочинении „L'exploration par fusées de la très haute atmosphère et la possibilité des voyages interplanétaires“ (Paris. 1927, pg. 29), дает следующие результаты подсчетов для отношения начальной массы аппарата к полезной конечной ($\frac{M_0}{P}$): Ракету он полагает летящей с постоянным ускорением Γ и с человеком. Подсчеты он делает для трех случаев Γ и сначала получает высоты y_c , скорость на этой высоте v_c и время полета t_c . Форму аппарата он полагает с коэффициентами сопротивления ее (k) разными.

Для разных скоростей извержения v и для разных Γ он дает таблицу $\frac{M_0}{P}$.

Γ	k	$y_c \text{ km}$	$v_c \text{ m/sec}$	$t_c \text{ sec}$
10 g	0,1	637	10660	120
2 g	0,5	3185	9133	750
1,1 g	0,91	5800	8080	36 м. 40 с.

$v \text{ m/sec}$	$\Gamma = 1,1 \text{ g}$	$\Gamma = 2 \text{ g}$	$\Gamma = 10 \text{ g}$
2000	143000	1574	358,5
2500	13270	361,3	110,6
3000	2700	135,2	50,5
3500	883	67,1	28,8
4000	378	39,7	18,9
4500	196	26,3	13,6
5000	115	19,1	10,5
6000	52,2	11,6	7,10
7000	29,7	8,19	5,37
8000	19,4	6,30	4,35
9000	14,0	5,13	3,69
10000	10,7	4,36	3,24

Г. Сенфтелебен (H. A. Senftleben) в журнале „Z. F. M.“ (1928, st. 319, 367), развивает теорию взлета космической ракеты в среде без атмосферы и определяет условия, при которых полагается минимум расхода горючего.

г) Сравнение работ К. Циолковского, Эсно-Пельтри, Оберта, Годдара и Гоманна.

В виду появления ряда теоретических исследований различных ученых относительно исследования условия полета ракеты в межпланетное пространство, интересно сравнить между собою сделанные этими авторами исходные предположения для расчета и полученные результаты при более или менее одинаковых предположениях. Эти данные сгруппированы нами в нижеследующую таблицу (стр. 206):

Сопоставление результатов, полученных

МАРШРУТ.	Допускаемое ускорение в полете m/sec^2 .	Продолжитель- ность полета.	Начальный вес головки снаряда (тонны).
Подъем с земли и полет в бесконечность без учета сопротивления воздуха.....	15 20 25 30 40 50 100 200	1192 сек. 762 " 565 " 448 " 319 " 248 " 117 " 57 "	1 тонна.
Тоже с учетом сопротивления воздуха ..	30 100 200	456 сек. 123 " 64 "	1 тонна.
Полет с земли на высоту 800000 km и обратный спуск на землю. (Облет Луны)	30	30 $\frac{1}{5}$ дня.	3 тонны.
Подъем с земли, облет Венеры и спуск на землю.....	1) 30 2) 30	2,15 года. 1,58 лет.	1 тонна. 1 тонна.
Подъем с земли, облет Марса и спуск на землю.....	30	1,5 года.	16,72 тонны.
Полет с земли на Венеру со спуском на нее.	30	176 дней.	7 тонн.
Полет с земли на Венеру и обратно с за- пасом горючего на земле.....	30		2 человека с припасами.
Полет с земли на Марс со спуском на Марсе.	30	265 дней.	9 тонн.
Полет с Марса на землю (запас веществ делается на Марсе) со спуском на ней.....	30		
Полет с земли на луну со спуском на ней.	30	15 дней.	2,6 тонны.
Полет с луны на землю (запас вещ. делается на луне) со спуском на земле.....	30		2,6 тонны.
Полет с земли на луну со спуском на ней и обратно. Запас веществ делается на земле...	30		2,6 тонны.
Полет с луны вокруг Венеры и Марса без спуска на них и обратно со спуском на луну ..	30		2 человека с припасами.
Полет с луны на Марс со спуском на Марсе.	30		Тоже.
Полет с луны на Венеру со спуском на Ве- неру	30		Тоже.
Полет с луны на Марс со спуском на Марсе и обратно, с запасом на луне всего взрывчатого вещества.....	30		Тоже.
Полет с луны на Венеру со спуском и обратно на луну (с запасом взрывч. веществ на луне) ..	30		Тоже.

Гоманном для разных случаев полета ракеты.

Начальный вес снаряда при скорости извержения C $\frac{km}{сек.}$							
1	1,5	2	2,5	3	4	5	10
58700000	149000	7570	1270	388	87,3	35,7	6,0
4160000	25000	2010	438	159	44,8	20,9	4,6
1545000	12000	1160	282	110	34,1	16,7	4,1
675000	7750	825	216	88	28,7	14,6	3,8
346000	4950	587	164	70	24,2	12,8	3,6
240000	3840	495	143	62	22,2	11,9	3,5
120300	2400	347	108	49	18,7	10,4	3,2
89130	2000	299	95,5	44,7	17,2	9,8	3,1
		933	235	95	30	15	
		468	138	60	22	12	
		602	166	71	25	13	
		2799					
		83000					
		82000					
		567000	69500	17600	3150	1130	
		54800	8800	2800	620	260	
		670000000	17000000	1600000	74000	1240	
		875000	76500	15000	2200	690	
		1430	515	265	118	71	
		8250	1610	555	144	64	
		8,9	6,9	5,9	4,8	4,3	
		28000	4250	1250	890	700	
		2070	780	417	194	124	
		3190	860	370	136	76	
		200	99	67	38	29	
		75000	11800	3600	850	360	
		290000	36300	9900	1780	680	

ИССЛЕДОВАТЕЛИ.		Цислков- ский.	Вальер.	Э. Пельтри.	Годдар.	Оберт (с учет. безоп. спуска).	Гоманн (с учет. без- опасного спуска).	
Допущенная скорость извержения газов <i>km/sec</i>		5,7	4,0	65,3	3,63	2,134	3,0	5,7
Допущенное ускорение полета <i>m/sec²</i>		100		10,8	45,7	45,7	40	100
Отношение начального веса ракеты к конечному для совершения следующих маршрутов:	Подъем с земли и полет в без- конечность	9			43,5	6,02	около 200	∞ 10
	Подъем с земли и падение на луну	9	12.1					8250
	Подъем с земли и обраще- ние в ее спутника	5						
	Подъем с земли, облет луны и падение на землю	< 9				около 200		933
	Подъем с земли для полета на внешние планеты (Марс)	> 9						875000
	Полет с земли для полета на внутренние планеты (Ве- нера)	21						54800
	Подъемы с земли и удаление к новой солнечной системе.	21						
	Подъем с земли, полет на Марс и возвращение на землю	10000						
Подъем с земли на луну со спуском на нее и возвра- щением на землю с тормо- жением газами				1,43				

h) Постройка большой ракеты в России.

В разные повременные издания проникли слухи о постройке в Москве около Академии Воздушного Флота большой ракеты. Приводим три подобных выдержки.

1) По сообщению Р. Ладемана („Die Luftwacht“ 1928 г. St. 372) московский профессор В. Ветчинкин в 1925/26 г. составил проект ракет без пассажиров и с пассажирами.

2) „Illustrierte Flugwoche“ 1926. Seite 596.

Общество межпланетных сообщений при Академии Воздушного Флота (Петровский дворец, Ленинградское шоссе, Москва) производит исследования и строит опытную модель ракеты без пассажиров. Горючим должны служить жидкие водород и кислород. В голове ракеты, по идее Годара, помещается вещество, которое дает вспышку с сильным светом. При падении ракеты на Луну эту вспышку можно наблюдать. Значительное участие в работах принимает профессор В. П. Ветчинкин. Длина ракеты около 60 *т.*, диаметр около 8 *т.* Сделана ракета из котельного железа, сваренного электричеством ¹⁾

¹⁾ См. также упоминание об этой ракете в вып. I нашего труда „Межпланетные сообщения“ Лгр. 1928 г. Мечты, легенды и первые фантазии. стр. 12.

3) Некоторые подробности о постройке в 1922/26 г. в Москве ракетного снаряда сообщает М. Кольцов в своей статье „Вокруг света за полтинник“, помещенной в № 1 журнала „Авиация и Химия“ 1927 г.

Вот как он, под видом вымышленного известия, взятого из провинциальной газеты, описывает этот снаряд.

Газета „Звезда“ в городе Новгороде сообщает из Москвы новости, о которых, в самой Москве сидя, никогда и не узнаешь.

На Московском аэродроме заканчивается постройка снаряда для межпланетного путешествия. Снаряд имеет старообразную форму, длиною 107 метров. Оболочка сделана из огнеупорного легковесного металлического сплава. Внутри каюта с резервуарами сжатого воздуха. Тут же помещается особый чиститель испорченного воздуха. Хвост снаряда начинен взрывчатой смесью. Полет будет совершен по принципу ракеты... Попав в сферу притяжения луны, ракета будет приближаться к ней с ужасною скоростью и для того, чтобы уменьшить ее, путешественники должны будут делать в ракете небольшие взрывы.

Постройка снаряда ведется уже четвертый год. Для этой цели были приглашены итальянские инженеры. Работа производилась под руководством Циолковского и инженера Цандера...

Настоящее сообщение перепечатывается из газеты „Карельская Коммуна“.

i) Первая Мировая выставка межпланетных аппаратов и механизмов в Москве.

(Тверская 68—Апрель, 1927 г., июнь.)

В 1927 г. (апрель—июнь) в Москве состоялась первая мировая выставка межпланетных аппаратов и механизмов, устроенная Ассоциацией изобретателей-инвентистов.

Устроители выставки О. Холощева, И. Беляев, А. Суворов, Г. Полевой и Пятацкий, несмотря на ряд материальных и иных затруднений, сумели собрать интересный и ценный материал для этой выставки, получить данные от многих русских и иностранных работников по вопросу межпланетных сообщений, обработать и представить их наглядно и интересно для публики в виде диаграмм, моделей, рисунков и т. п. Мало того, после закрытия выставки устроители составили, как бы в виде отчета, весьма изящно изданный альбом с photographиями ее экспонатов и приложили к нему описание последних и отзывы посетителей.

В виду большого интереса этого отчета мною приводятся ниже описание и некоторые выдержки из того экземпляра, который любезно был прислан мне ассоциацией.

Присланные материалы заключали в себе:

1. Письмо от Ассоциации.
 2. Стихотворение Сергеевича, посвященное изобретателю.
 3. Приветствие к кружкам по исследованию и завоеванию мирового пространства от академика Граве.
 4. Альбом с 45 photographиями экспонатов.
 5. Краткое описание проектов межпланетных кораблей.
 6. Некоторые отзывы посетителей выставки.
- Приводим содержание и изложение вышеописанных материалов.

1. Письмо от Ассоциации.

А. И. И. З.
Ассоциация Изобретателей
Известистов

ТЕХНИЧЕСКИЙ СЕКТОР

№ 285.

Москва, Тверская, 68.

Тел. 95-98.

16 января 1928 г.

Уважаемый т. Рынин.

Вам, как историку межпланетных путешествий, посылаем небольшой альбом снимков с выставки межпланетных аппаратов и механизмов, которая, профункционировав 2 месяца, закрылась. Но остался межпланетный уголок, при котором организуются кружки по изучению этого вопроса.

Выставка не особенно большая по своим размерам, не встретившая особенной поддержки со стороны Губполитпросвета, который нашел, что это еще преждевременно, что это еще проблематично, всколыхнула массы и, до некоторой степени, прессу, еще до сих пор не совсем доверчиво относящуюся к вопросу межпланетной техники.

Масса, посетившая выставку с большим интересом и живостью отнеслась к этой проблеме и давала ценные предложения и указания на счет расширения и дальнейшего развития этого вопроса; этому помогли простые и ясные объяснения руководителей выставки (судите по отзывам, из которых некоторые мы Вам посылаем для знакомства) и ряд лекций, прочитанных как в Москве, так и во многих городах СССР на эту тему. Если Вы захотите познакомиться с отзывами о лекциях, мы сможем прислать Вам копии с них. К альбому прилагаем краткое пояснение всех проектов различных изобретателей. Если этого Вам будет недостаточно, Вы сообщите, и, что Вас будет интересовать, мы, по возможности, постараемся исполнить.

Если Вы не имеете литературы Циолковского, особенно его последних трудов, мы так же сможем Вам прислать таковую.

Если Вас не затруднит, сообщите нам, чего Вы достигли в этой области; у Вас наверное большой запас по этому вопросу, и, когда, наконец, Вы сможете выпустить свой ценный труд, он не будет уже казаться утопией, как многим до сих пор, а реальной действительностью, обыкновенным явлением.

Уже не за горами практическое осуществление столь долго лелеяемой идеи, и изобретатель еще раз докажет, что только он создает все блага цивилизации, что он движет человечество вперед. Посылаем Вам стихотворение, посвященное изобретателю, составленное нами.

С межпланетным полетом

Плановед АИИЗ'а: Ибцаби

Печать.

На печати в трех концентрических кругах изображено следующее:

Наружный круг: Ассоциация Изобретатели-Изобретателям.

Association inventors to inventors.

Средний круг: Asociacio de la inventistoj la inventistoj.

× 21 + 0 XV 105 5 + 2 XV 105 (на языке АО).

Внутренний круг: Пункт-конденсатор всеизобретательства изобрет-
меридиана земного шара всех изобретателей.

2) Стихотворение СЕРГЕЕВИЧА.

„Посвящается изобретателю“.

Изобретатель, выше, выше
Ты должен Все изобрести,
Среди культурного затишья
Ты — на вернейшем пути...
Ведь пораженьем было б это,
Тебе ль того не сознавать,
Чтоб меж тобою и планетой
Мог кто-то, чем-то, где-то стать.
Ты должен быть сверхидеальным
Ты должен все пересоздать
С своею Всеизобретательней
Миры ты должен покорять.
Вперед, вперед, с свободным телом,
Свободным сердцем и умом,
И в изобрете твоём смелом —
Пусть все меняется кругом;
Пусть небоскребы вырастают,
Чрез океан бегут мосты...
И пусть миры об этом знают,
Что создал все их — только ты...
Ты — уничтожишь расстояние,
Ты — уничтожишь день и ночь.
Ты — все изменишь в мирозданьи
И естество отгонишь прочь.
Когда девиз твоих мечтаний
Сольется с правом всем владеть, —
Ты — будешь царь завоеваний
И сможешь всюду улететь...
Ты должен, должен быть бесценным,
Тебя должны миры все знать,
Ты — гражданин миров вселенной
И должен Все завоевать.

3. Приветствие к кружкам по исследованию и завоеванию мирового пространства от академика Граве.

(Это письмо нами будет приведено в выпуске 3-го нашей книги в связи с проектами использования мировой лучистой энергии)¹⁾.

4. Альбом с 45 фотографиями экспонатов.

В альбоме помещены следующие фотографии:

1. Лунная поверхность и видимая с нее земля.
2. Организаторы выставки.
3. Иностранная переписка.
4. Уголок языка „АО“ (Принципы нового языка, предложенного Ассоциацией).
5. Отзывы печати о выставке и „АО“.
6. Астрономический отдел.
7. Авиация и воздухоплавание.
8. Общий вид нескольких отделов.
9. Научно-фантастический и научно-реалистический отдел.
10. Плано-изобретательский (теоретический отдел).

¹⁾ Н. А. Рынин. „Межпланетные сообщения“. Лучистая энергия в фантазиях романистов. Изд. П. Сойкина 1929.

11. Изобретательно-конструкторский период.
12. Изобретательно-конструкторский период и уголок Федорова.
13. Уголок писателей: Жюль-Верн и Уэльс.
14. Уголок Кибальчича (СССР). Студент-народоволец.
15. Уголок изобретателя Циолковского (СССР) справа.
16. Тоже — слева.
17. Бюст Циолковского (СССР).
18. Уголок изобретателя Годдара (Америка).
19. Уголок изобретателя Оберта (Австрия—Германия).
20. Уголок изобретателя Макса-Вальера (Германия).
21. Литература и иллюстрации изобретателя Макса-Вальера (Германия).
22. Модель ракеты изобретателя Макса-Вальера (Германия).
23. Модели ракет изобретателей: Эсно-Пельтри (Франция); Уэльша (Англия); Граффини (Франция).
24. Модель ракеты изобретателя Улинского (Австрия).
25. Уголок изобретателя Полевого (СССР).
26. Модель ракетомобиля и схема космостанции Полевого (СССР).
27. Поперечный разрез ракетомобиля Полевого (СССР).
28. Модель ракеты изобретателя Федорова (СССР) (закрытая).
29. Тоже (открытая).
30. Тоже — схема продольного разреза.
31. Тоже — машинное отделение.
32. Тоже — регулятор температуры.
33. Уголок изобретателя Крейна.
34. Модель ракеты изобретателя Цандера (СССР).
35. Уголок изобретателя Цандера (СССР).
36. Общий вид скафандра (одежда путешественника для межпланетных путешествий).
37. Изобретательские шаржи (человек верхом на ракете).
38. Горы и кратеры на Луне.
39. Солнечное затмение, видимое с Луны.
40. Ракета, проходящая через звездные кучи.
41. Ракета, проходящая через спиральные туманности.
42. Ракета, проходящая через потоки метеоров.
43. Ракета, проходящая в космолучах.
44. Телеграфирование межпланетных аппаратов из мирового пространства на землю при помощи радио-волн и солнечного луча.
45. Загадочные явления, происходящие в высших слоях атмосферы.
50. Краткое описание проектов межпланетных кораблей.

В краткой записке приводятся описания экспонатов. Так как нами излагаются в разных местах нашего труда более подробно эти описания, то мы ограничимся лишь перечнем этих описаний, с указанием некоторых особенностей: ²⁾

1. Научно-фантастический период (Жюль-Верн и Уэльс).
2. Научно-реалистический период (Кибальчич).
3. Планно-изобретательский период (теоретический) (работы Циолковского).
4. Изобретательно-конструкторский период (Годдар).

²⁾ Н. Рынин: „Космические корабли“ в фантазиях романистов. Изд. П. Сойкина 1928.

Здесь делается оценка разных типов „ракет“, и способов их взлета. Указывается на опасность их подъема дирижаблями. Возлагаются надежды на электрохимический метод использования горючего (разложение атома). Сравниваются виды горючего: жидкого, сухого и сухого с жидким. Описывается двигатель: газовая турбина с пропеллером, выбрасывающим газ из турбины.

Описываются аппараты Циолковского, Улиńskiego, Граффины, Федорова, Эсно-Пельтри, Полевого, Оберта, Годдара, Макса-Вальера, Уэльша, Цандера, Крейна. Указывается, что Годдар пустил ракету на высоту 15 *km*.

Описание заканчивается приветствием:

„С межпланетным приветом
Межпланетный отряд Ассоциации
изобретателей инвентистов“.

6. Некоторые отзывы посетителей выставки.

Почти все отзывы носят благожелательный к выставке характер, выражают интерес к идее межпланетных путешествий и лишь выражают сожаление, что помещение ее мало. Приводим содержание наудачу взятых отзывов.

1. Экскурсия от месткома апаковского трамв. парка г. ж. д.

„Просмотрев выставку, констатируем ее полезность, но ставим недочетом малую площадь помещения и недостаток средств, отпущенных на ее устройство. Кроме того, часть экскурсантов, познакомившись с деятельностью Циолковского, находит необходимым повысить пенсию на его содержание. Экскурсия парка, совместно с работницами Донбаса, находит нужным пополнить выставку не только моделями, но и оригиналами, т. е. телескопами и т. п. Находим желательным в объяснении лектора иностранные слова заменять русскими“.

2. Профессор Орлов.

„С большим интересом осмотрел экспонаты выставки“.

3. Инженер-электрик Мальцев.

„Выставка межпланетных летательных аппаратов вполне своевременна и полезна для популяризации идеи межпланетных сообщений“.

4. Передыгин и Протопопов.

„Приветствуем дерзающих открыть неведомое“.

5. Горев.

„Наш ум так не привык ко всему „чудесному-неизвестному“, что буквально видишь и слышишь, как во сне, и в то же время понимаешь, что это не бредни, а вполне возможная идея, подкрепленная уже наукой и практическими достижениями“.

6. Агент газеты „Рабочая Москва“ Саломея Г. Ворткин изобретателю Федорову:

„Я хочу лететь с вами при первом полете. Желание это серьезное. Как только услышу о том, что Вы готовы, я буду всеми силами добиваться, чтобы Вы взяли и меня. Прошу не препятствовать исполнению моего желания“.

7. Артист 3-й госкино-студии Сетр.

„Ярко обставлена выставка. Желательно было бы, чтобы первыми достигли Луны наши изобретатели“.

и т. д.

З а к л ю ч е н и е.

Проблема полета в верхних слоях атмосферы, вне ее и, наконец, полеты в космическом пространстве, выдвигают многочисленные новые задачи, которые пока разрешены лишь в малой степени, и нуждаются в дальнейшем разрешении.

Попробуем наметить план работ по исследованию упомянутых вопросов.

1. Горючее. Подбор или даже изобретение нового горючего с наибольшей эффективностью. Исследование существующих видов горючего. Способы их хранения, зажигания и обращения с ними.
2. Двигатель. Разработка типа. Форма дюзы. Температурные влияния, работа при низких температурах. Отдача.
3. Материалы: их свойства при низких и высоких температурах. Наименьший вес и наибольшая прочность.
4. Конструкция: Анализ внешних сил. Наивыгоднейшая форма. Возможность переменной формы для полета в атмосфере и вне ее. Наименьший вес и прочность.
5. Управление: в атмосфере и вне ее. Управление реакций газов, рулями, жиро스코пами, действием света, автоматическая управляемость.
6. Устойчивость: меры к сохранению ее. Реакция газов, жиро-скопы, передвижение масс и пр.
7. Сопротивление воздуха при больших скоростях.
8. Влияние больших ускорений на человека и условие пребывания его в ракете.
9. Условия взлета. Подъем ракеты дирижаблем или аэропланом. Взлет с горы. Разбег по земле, Угол взлета. Применение катапульты. Взлет ракеты без пассажиров на разные высоты.
10. Спуск. Планирование при больших скоростях. Сопротивление воздуха. Парашютирование. Выбор момента и места спуска. Опытные полеты пассажирской ракеты.
11. Сидеронавигация. Выработка акселерометров, перископов, измерителей времени, скорости, радиации солнца, температур низких и высоких и пр.
12. Расчет условий полета в связи с законами тяготения.

Много и еще встретится задач, которые придется разрешить, и разрешение их вряд ли под силу одного человека.

Подобно тому, как современный аэроплан явился результатом работы многих людей, которые нашли наилучшие типы крыльев, винта, двигателя, управления, условий полета, взлета, спуска и т. п., так и при решении задачи о полете ракеты в межпланетное пространство придется в гораздо большей степени и с затратой гораздо больших средств произвести ряд работ.

Стимулом для производства будущих межпланетных полетов являются разнообразные научные цели: исследование верхних слоев атмосферы, свойств среды за атмосферой, космических лучей, астрономические наблюдения, наконец, полеты на планеты.

Вопрос межпланетных сообщений представляет громадный научный интерес; его следует теперь же исследовать и так как разрешение его не под силу одному человеку, то целесообразно было бы учредить национальный или международный:

Институт Межпланетных Сообщений.

В составе его могут быть следующие отделения:

1. Горючего.
2. Двигателей.
3. Материалов.
4. Конструкций.
5. Управления и устойчивости.
6. Аэродинамическое.
7. Акцелерометрическое.
8. Астрономическое и сидеронавигационное.
9. Эксплоатационное. (Взлет, спуск, полет).
- 10 Физиологическое. (Влияние ускорений, температур, света и пр. условий на человека).

Осуществление такого института должно быть задачей наших дней. Осуществление же межпланетных сообщений будет задачей наших потомков.

ОГЛАВЛЕНИЕ.

		Стр.
	От автора	3
	ВВЕДЕНИЕ	5

Глава I.

Принцип реактивного действия.

а)	Реактивные аппараты в природе	7
б)	Реактивные игрушки	7
в)	Опыты реактивного действия	8

Глава II.

История развития ракет.

а)	Первые применения	10
б)	Виды ракет	12
в)	Новые проекты ракет	22
г)	Применения ракеты для фотографирования	28

Глава III.

История развития двигателей прямой реакции.

а)	Первые работы	30
б)	Реактивный дирижабль Н. Соковнина	35
в)	Последующие проекты	37
г)	Проект воздухоплавательного аппарата Н. И. Кибальчича	39
д)	Дальнейшие работы	47
е)	Работы Рене-Лорена	56
ж)	Реактивный самолет А. Горохова	65
з)	Позднейшие работы	71
и)	Реактивный двигатель Мело и другие	75
к)	Турбина Гуссали с двойной реакцией	79
л)	Реактивные самолеты, дирижабли и вагоны	81
м)	Реактивные повозки Опеля и Вальера	83
н)	Реактивные пропеллеры и турбины	90
п)	Опыты с ракетами в Бреслау и Рёне	92

Глава IV.

Элементы теории реактивного двигателя.

а)	Теория Роста	107
б)	Теория Држевецкого	108
в)	Теория Поповатца	109

Глава V.

Работы Д. П. Рябушинского.

а)	Предисловие	III
б)	Теория ракет	III
в)	О сопротивлении жидкостей и о реакции при их извержении	122

Глава VI.

„Орудия крупного калибра на воздушных судах“. **Соч. Пенья Джиованни.**

	Стр.
a) Предисловие	131
b) Открытая пушка с реактивным снарядом	131
c) Фазы действия	132
d) Расчет секундного расхода газа через сопло	133
e) Расчет реактивного действия во время 2-й фазы	135
f) Определение начальной скорости снаряда	136
q) Замечание о 3-й фазе	138
h) Числовые примеры	139
i) О нарезке открытой пушки с реактивным снарядом	140
j) Числовой пример, относящийся к расчету нарезки и отрицательной отдачи	140
к) Заметка об обыкновенных снарядах и пушке	141
l) Акционный снаряд, введенный в трубу	142
m) Обычные пушки без отдачи	143
п) Расчет заряда для упомянутой пушки	144
o) Закрытая пушка с реактивным снарядом	145
p) Численный пример	147
q) Замечания относительно показателей и коэффициентов истечения	147
г) Определение наибольшего давления в камере сгорания реактивного снаряда	148
в) Обычные снаряды выбрасываемые без отдачи легкой пушкой с обычными начальными скоростями	149
t) Заметка о внешней баллистике снарядов, метаемых с аэрокораблей	150
и) Заключение	150
v) Заметка инженера Д. А. Крокко по поводу работы Пенья	151

Глава VII.

„Реактивный материальный снаряд“. **Соч. Антонио-де-Стефано.**

Глава VIII.

Ракета в межпланетное пространство.

a) Реактивный корабль Гансвиндта	162
b) Работы К. Циолковского, Я. Перельмана и др.	165
c) Краткая теория ракет	170
d) Работы Оберта, Вальера и Кондита	176
e) Ракеты с крыльями по проекту Цандера	185
f) Работы Алько и С. Стефано	194
g) Проект Гоманна полета в мировое пространство	203
h) Постройка большой ракеты в России	206
i) Первая мировая выставка межпланетных аппаратов и механизмов в Москве	207
Заключение	212
Оглавление	215

ИМЕЮЩИЕСЯ В ПРОДАЖЕ
СОЧИНЕНИЯ
Н. А. РЫНИНА
ПО
НАЧЕРТАТЕЛЬНОЙ ГЕОМЕТРИИ
И
ВОЗДУШНЫМ СООБЩЕНИЯМ

1. „Ортогональные проекции“. 1918 г. Ц. 3 руб.
2. „Перспектива“. 1918 г. Ц. 7 руб.
3. „Аксонометрия“. 1922 г. Ц. 2 руб.
4. „Проекции с числовыми отметками“. 1922 г. Ц. 2 руб.
5. „Сборник задач по начертательной геометрии“. 1923 г. Ц. 4 руб.
6. „Значение начертательной геометрии и сравнительная оценка главнейших ее методов“. 1907 г. Ц. 1 руб.
7. „Дневной свет и расчеты освещенности помещений“. (Руководство к проектированию оконных отверстий, световых фонарей и к построению теней). 1908 г. Ц. 2 руб.
8. „Воздушные сообщения“. (История их развития). 1923 г. Ц. 2 руб.
9. Межпланетные сообщения. Выпуск 1-й. „Мечты, легенды и первые фантазии“. 1928 г. Ц. 1 руб. 70 коп.
10. То же. Выпуск 2-й. „Космические корабли в фантазиях романистов“. 1928 г. Ц. 1 руб. 50 коп.

ЛЕНИНГРАД. Коломенская ул., д. 37, кв. 25

Н. А. РЫНИН.