

ЮРІЙ КОНДРАТЮК

ЗАВОЮВАННЯ МІЖПЛАНЕТНИХ  
ПРОСТОРІВ



# ZAVOYUVANNIA MIZPLANETNYCH PROSTORIV

(THE CONQUEST OF INTERPLANETARY SPACE)

by YURIY KONDRATIUK

Editorial board of the third edition  
Yuriy Honczarenko, Mychajlo Ilkiw

Translated from original printed in  
Russian by Vyacheslav Davydenko

First edition 1929

Second edition 1947

Third edition 1972

UKRAINIAN ENGINEERS' SOCIETY OF AMERICA, INC.  
NEW YORK BRANCH

1972

ЮРІЙ КОНДРАТЮК

# ЗАВОЮВАННЯ МІЖПЛАНЕТНИХ ПРОСТОРІВ

Редакція українського перекладу:  
інж. Юрій Гончаренко, інж. Михайло Ільків

З оригіналу друкованого російською  
мовою переклав Вячеслав Давиденко

Перше видання 1929

Друге видання 1947

Третє видання 1972

**diasporiana.org.ua**

Т-ВО УКРАЇНСЬКИХ ІНЖЕНЕРІВ АМЕРИКИ

ВІДДІЛ НЬЮ-ЙОРК

1972

**Library of Congress Catalog Card Number: 72-78195**

**PRINTED IN CANADA**

**HARMONY PRINTING LTD.  
3194 Dundas Street West, Toronto, Ont., Canada**

## ПЕРЕДМОВА ДО УКРАЇНСЬКОГО ПЕРЕКЛАДУ

Містерія, що її називаємо Всесвітом, завжди була і буде об'єктом дослідів і дискусій науковців. Поступ культури і цивілізації, а зокрема техніки, спричинився до щораз більшого задоволення потреб і бажання людини. Наука доказує, що все довкруги людини постійне і впорядковане, а при тому рухоме.

З розвитком фізики, астрономії, хемії та інших наук, з винаходом радіо, літаків та з іншими здобутками науки і техніки, людина рішила відбути подорож на Місяць, себто найближчу до нашої Землі планету. Така одиссея в минулому була мрією для наукового світу. Тепер вона стала дійсністю. 20-го липня 1969 року о 4:17:40 годині по полудні американський простірний корабель "Орел" осів на поверхні Місяця. Приблизно через шість з половиною годин після того, о год. 10:56:20 астронавт Ніл Амстронг (Neil Armstrong) висів з корабля і зробив перший крок на поверхні Місяця, нашого супутника. Астронавт Едвін Алдрін (Edwin Aldrin) приєднався до свого друга о год. 11:16. Майкл Коллінс (Michael Collins), третій астронавт, кружляв у передній частині корабля довкруги Місяця до повного злучення та повороту на Землю. З тією хвилиною американські астронавти започаткували нову історичну добу для всього людства і причинилися до розв'язки багатьох складних проблем містерійного Всесвіту.

До успіху цієї одиссеї американських астронавтів причинився великою мірою український талановитий учений-винахідник, один з піонерів і дослідників у галузі ракетної техніки Юрій Кондратюк, написавши монографію п. н. "ЗАВОЮВАННЯ МІЖПЛАНЕТНИХ ПРОСТОРІВ". Перше видання цієї праці, написаної в 1916 році, появилася в 1929-му, а друге в 1947 році. В 13-ох розділах своєї монографії автор аналізує цілий жмут проблем з теоретичного і практичного боку, пов'язаних з польотом у простір. Юрій Кондратюк в аналізі цих проблем ствердив, що для висаду на Місяць потрібно мінімум трьох людей. Корабель має складатися з двох частин із повним устаткуванням для висаду і повороту на Землю.

Автор вказує, з яких металів повинен бути побудований корабель, яка має бути камера для астронавта, аналізує питання швидкості, тепла, сповільнення корабля та розв'язує

ряд інших складних питань, сполучених з міжпланетними польотами. Окрім цього Юрій Кондратюк опрацював ряд ракетних схем для міжпланетних подорожей і спроектував комунікаційну станцію на Місяці. Всі ці складні питання уgruntував він математичними формулами. Працю Юрія Кондратюка високо оцінив Константин Е. Ціолковський, видатний учений і винахідник в галузі аеродинаміки, ракетної техніки і теорії міжпланетних сполучень.

Мета цього третього видання і першого українською мовою дати в руки нашому читачеві цю, тепер уже бібліографічну рідкість, незвичайну працю, популяризуючи, вказати на великий вклад українського вченого в підготову міжпланетних сполучень.

Юрій Кондратюк народився 7-го вересня 1900 року в м. Луцьку на Україні, закінчив Колегію Павла Галагана в Києві і працював в українському науково-дослідному Інституті промислової енергетики. Перед другою світовою війною працював над будовою найбільшої в світі Кримської вітро-електрівні. Загинув 1942 року під Москвою, змобілізований до червоної армії, не встигши дати для світової науки і України всього того, що міг би ще зробити його талант науковця і винахідника.

**Михайло Ільків**

## PREFACE TO THE THIRD EDITION

Yuriy Vasyliievych Kondratyuk was born on September 7, 1900, in Lutsk, Ukraine. Like others before him, he became fascinated with the prospect of man's interplanetary travel. By 1916, Kondratyuk had developed a comprehensive theory of space flight; this he presented in the book **The Conquest of Interplanetary Space**, published in 1929, which, by now, is a classic in the field of space exploration. What distinguished Kondratyuk's work is that it is a comprehensive and systematic analysis of both the theoretical and practical aspects of space travel, as a feasible occurrence.

Rather early in life, Kondratyuk set himself the task of answering the question: "Is it possible at present to make an interplanetary flight on a reactive device with known and available substances?" By making the appropriate mathematical derivation and necessary calculations, he was one of the first to establish the principle formulae for rocket flight. He concluded from these that, in principle, flight to other planets is possible with the use of a rocket. Thereupon, Kondratyuk set out to render more precise a set of questions concerned with space flight.

Kondratyuk established that the velocity of a rocket in a vacuum depends only on the characteristics of the fuel and on its initial and final mass. In this book he devotes considerable attention both to the weight of the rocket and the characteristics of its fuel. He suggests the idea of decreasing the passive mass of a rocket by discarding the parts of its construction, no longer needed. In effect, he gives specifications for what in modern day is well known as the multistage rocket when he states: "...once we have used up certain portion of the fuel, we reject the tank in which it is carried. It is better, therefore, and perhaps necessary, not to contain the entire reserve of fuel in one tank but in several progressively smaller ones." He devotes one chapter to various rocket fuels, suggesting the preferability of ozone over oxygen as oxydant, since the former produces a higher combustion heat at a lower overall specific gravity of the fuel. Kondratyuk also proposed the harnessing of solar energy for powering of space vehicles; however, he felt this alternative to be beyond the state of foreseeable art.

The problem of flight dynamics is examined thoroughly by the author, as Kondratyuk discusses in detail various types of trajectories of departure, taking into consideration the drag effect on the flight of the rocket, as well as thermal problems in dense atmosphere at high speeds. He derives the speed requirements for various trajectories, and defines the transfer from one trajectory to another, Kondratyuk focuses special attention to the problem of reentry into the atmosphere and to the extinction of speed during descent to the Earth's surface.

In this book, Kondratyuk also discusses the interplanetary spaceship itself: the construction of certain of its parts, its control and stability, its crew requirements. It is interesting to note that he envisaged that a crew of at least three men would be required for a flight to the Moon. Also worthy of mention is the sequence of initial steps, given by Kondratyuk toward the conquest of space. He outlined the following stages:

- I. Test the function of the vehicle in the atmosphere.
- II. Flight not too far from the Earth's surface.
- III. Flight to the Moon without landing there; actually a flight around the Moon.
- IV. A flight to the Moon with stopover.

In what was judged by his contemporaries as bordering on science fiction, Kondratyuk advocates establishment and construction of space stations, to be employed as supply and launching bases for more remote interplanetary travel. He suggests that such stations be established as satellites of the Moon rather than the Earth, to protect them from the Earth's gravitational and atmospheric effects.

Yuriy Kondratyuk, died in 1942 in the prime of life. His theories on the mechanics of variable-mass bodies, as applied to rockets, were generally accepted by the scientific community. Nevertheless, many of the specifics of space travel were regarded as bordering on fantasy. However, from today's vantage point Kondratyuk's work seems like a blue print for man's Odyssey to the Moon and ultimate conquest of space.

**Yuriy Honczarenko**



## ПЕРЕДМОВА ДО ДРУГОГО ВИДАННЯ

Книжка Ю. В. Кондратюка “Завоювання міжпланетних просторів” посідає особливе місце в класичній літературі з ракетної техніки. Автор у максимально стислій формі викладає широкий матеріал, порушуючи всі питання, зв’язані з ракетним польотом у світовий простір.

Перше видання цієї книжки вийшло 1929 року, а що наклад її становив лише 2000 примірників, то тепер є вона бібліографічною рідкістю. Оцінюючи значення книжки Кондратюка, проф. Ветчинкін у передмові до першого видання цілком слушно відзначив, що Ю. В. Кондратюкові належить розв’язання цілого ряду нових питань, про які інші автори не згадують.

До цих питань належать такі:

1. Пропозиція користуватися горінням різних речовин в озоні, а не в кисні, що підвищує теплоту горіння, з одного боку, і питому вагу палива, — з другого; останнє відіграє не абияку роль при характеристиці ракети.

2. Кондратюк перший запровадив поняття про пропорційний пасив, висловивши думку, що маса ракети, коли відрахувати масу абсолютного пасиву, має бути пропорційною до маси палива. Йому ж таки належить доказ, що ракета, яка не скидає і не спалює своїх баків під час руху, вилетіти поза межі земного тяжіння не може.

3. Пропозиція конструювати ракету з крилами хоч і не є пріоритетом Кондратюка, однак треба визнати, що він перший вказує, при яких прискореннях крила будуть корисні, і досліджує при цьому кути нахилу траєкторії ракети до обр’ю, найвигіднішу реактивну силу під час польоту в повітрі і дає її величину, що приблизно дорівнює початковій вазі ракети.

4. Наближене дослідження питань, зв’язаних з нагріванням ракети під час руху її в повітрі. Це питання у Кондратюка розглянене дуже докладно і являє великий інтерес, бо він перевів обчислення і дав порядок сподіваних температур, які матиме ракета під час її руху в атмосфері.

Вельми характеристичним для Кондратюка є вдумливе, серйозне і практичне ставлення питань.

Розглядаючи перше видання цієї книжки, проф. Ветчинкін пише: “До того ж усі числа дано в Ю. В. Кондратюка, хоч і досить грубо, але завжди з похибкою в невигідну для конструктора сторону.

Навіть таке питання, як будова проміжної бази поміж Землею та іншими планетами і її ракетно-артилерійське постачання, яке в інших авторів межує з чистою фантазією, у Ю. В. Кондратюк поставлено розважливо, з глибоким передбаченням технічної сторони справи; і саму базу мислить він, як супутник не Землі (як у всіх інших авторів), а Місяця, що значно більшою мірою гарантує базу від втрати швидкості внаслідок тривалого гальмування хоч би мізерними рештками земної атмосфери і від падіння на Землю.

Глибоко продуманим є також останній параграф про підготовчі роботи над здійсненням “міжпланетних подорожей”. І далі: “Беручи під увагу, що Ю. В. Кондратюк не має високої освіти і дійшов усього самотужки, можна тільки дивуватися талановитості й широчині поглядів механіків-самоуків”.

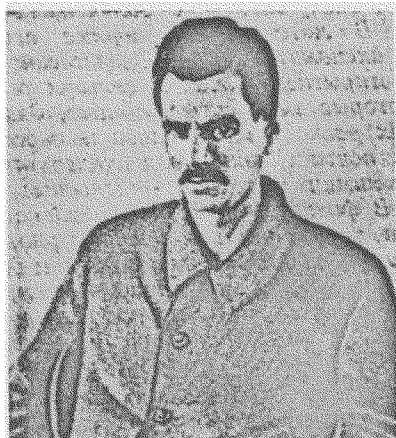
Слід відзначити, що ідеї автора в світлі сучасного розвитку ракетної техніки дуже близькі до здійснення, куди ближчі, як це можна було припускати 18 років тому. Справді бо, поява реактивних апаратів, які перелітають сотні кілометрів, і розвиток ракетної авіації показують, що ракетна техніка стоїть на порозі розв’язання проблеми міжпланетних польотів. З цієї точки зору книжка Ю. Кондратюка безумовно має інтерес, бо обсяг досліджень, проведених автором, зберігає своє значення й нині.

Основну увагу ми приділили перевірці формул, бо автор опустив їх виведення, навівши тільки кінцеві результати. Виведення деяких формул ми подаємо в підрядкових завагах. Далі, ми замінили термінологію автора найбільш уживаною в сучасній літературі з цього питання. Зокрема, дуже загальний термін автора “виділення” ми замінили згідно з дефінітивним значенням. Термін “ракетний заряд” ми вважали за ліпше замінити терміном “запас палива” і т. д., в іншому все залишено.

Щоб дати деяке уявлення про особу Ю. Кондратюка, наводимо витяги з його листів до проф. Н. А. Риніна.

**П. Іванов**

## З ЛИСТА АВТОРА ДО ПРОФ. Н. А. РИНИНА



**Ю. В. Кондратюк**  
**(\*7. IX. 1900 - †1942)**

Шановний Миколо Олексійовичу!

Вважаючи, що чисто особисті сторони мого життя не мають особливого інтересу, постараюсь подати в досить повній мірі переважно те, що має стосунок до моїх досліджень із теорії міжпланетного сполучення.

Спершу наштовхнуло мою думку на роботу в сторону опанування світових просторів, або, вірніше, взагалі в сторону грандіозних і незвичайних проєктів, рідке щодо сили враження, яке справила на мене прочитана в юності талановита індустріальна поема Келлермана "Тунель".

На той час мій науковий і технічний багаж складався з незакінченої середньої освіти плюс декілька несистематичних доповнень, зроблених самостійно з вищої математики, фізики і загальнотеоретичних основ техніки із нахилом до винахідництва та самостійних досліджень більше, як до детального вивчення вже винайденого й відкритого.

Я "винайшов": водяну турбіну типу Пельтонового колеса замість млинових водяних кол, що їх вважав я за єдині водяні рушії, гусеничний автомобіль, що їздить по м'яких і сипких ґрунтах, безпружинові відосередні ресори, пневматичні ресори, автомобіль, що їздить по нерівній місцевості, вакуумпому особливої конструкції, барометр, годинник із

довготривалим накрутом, електричну машину змінного струму високої потужности, портативну турбіну і багато дечого іншого, — речі, почасти технічно зовсім непрактичні, почасти вже відомі, почасти й нові, що заслуговують на дальше опрацювання і здійснення. В математиці — ретельні дослідження з геометричної аксіоматики (переважно постуляти рівнобіжних), “відкриття” основних формул теорії кінцевих різниць, деякі нерозвинені, одначе, далі від узагальнення теорії кінцевих різниць та аналізу і багато менш значних речей, що майже поспіль є відкриттям уже відомого. У хемії і техніці — основні елементарні уявлення. У фізиці — намагання спростувати другий принцип термодинаміки (характеристично, що це, здається, спільна риска з К. Е. Ціолковським) і навіть у філософії — спроба побудувати логічні системи, що закінчилися разом із 99/100 самого заінтересування до філософії “відкриттям” тяжко сприйнятого принципу детермінізму.

Враження від келлерманівського “Тунелю” було таке, що негайно по його прочитанню я заходився обробляти, скільки дозволяли мої сили, майже одночасно дві теми: пробивання глибокої шахти, щоб досліджувати земні надра та використовувати теплоту ядра і — політ поза межі Землі. Цікаво, що читані мною раніше фантастичні повісті Жюль Верна і Г. Велза, написані безпосередньо на теми міжпланетних льотів, не справили на мене великого враження — причиною цьому, либонь, було те, що ці повісті, написані не так талановито і яскраво, як повість Келлермана, були для мене зовсім непереконливими з науково-технічної точки зору.

Тема про глибоку шахту по опрацюванні основ деяких приблизних варіантів дуже скоро натрапила на неможливість для мене провести відповідну експериментальну роботу; тема ж про міжпланетний політ виявилась куди вдячнішою, допускаючи значні теоретичні дослідження, і захопила мене на довгий час, протягом якого я не раз до неї повертався, аж поки не дійшов до межі, поза якою дальша плодотворча праця неможлива без рівнобіжного експериментування.

Перший період праці тривав більше як півроку і включив у себе знаходження майже всіх основних засад ракетного польоту, що ввійшли у видану книжку, але без докладнішого опрацювання і часто без точної математичної аргументації. З виданого згодом у цей період зовсім не були намічені розд. V, VIII і лише в принципі накресливались розд. IV і IX, а в розд. VII через слабке ознайомлення з хемією розглядалось лише запас кисню і водню.

Основним матеріалом праці цього періоду було виведення головної формули ракети [формула (4)], знаходження найвигіднішої траєкторії (розд. VI) і деякі загальні положення з інших розділів.

Поставивши собі тему польоту в міжпланетні простори, я відразу ж спинився на ракетній методі, — “ракетній” в загальному значенні цього слова згідно з визначенням, що його дав я в розд. I, відкинувши артилерійську, як очевидячки технічно занадто складну, а головно таку, що не обіцяє повороту на Землю і тому безглузду.

Ще до виведення основної формули я приблизно обчислив декілька механічних варіантів, з яких останнім і досконалим був обертовий барабан з намотаною на ньому сталевую лінвою, що має розмотуватися з інерцією в один бік, надаючи барабанові прискорення в протилежний. Одержавши, зрозуміла річ, відразу ж неймовірно великі значення для необхідної ваги ракети (“п”), я перейшов до комбінованих ракето-артилерійських варіантів: гармата вистрілює з себе ядро, що своєю чергою є гарматою, яка вистрілює ядро, і т. д. — і знов одержав величезні розміри первісної гармати. Після цього я другу гармату (тобто перше ядро) обернув жерлом назад, зробивши з неї постійного члена ракети, і змусив її стріляти в зворотний бік малими ядрами, тобто збільшив активну масу набою коштом пасивних мас — і знов одержав страхітливе значення для маси ракетної гармати, але тут завважив уже, що чим більше підвищую масу активної частини набою коштом пасивних мас (ядер), тим вигідніші виходять формули для маси цієї ракети.

Звідси нетяжко логічно було перейти до чистої термехемічної ракети, яку можна розглядати як гармату, що безперестань стріляє сліпими набоями. Слідом за цим і була виведена основна формула (4) ракети, при чому внаслідок зробленого мною під час первісних обчислень спрощення і потім забутого та випущеного з уваги, в основі цієї формули деякий час стояло не “1”, а “2”, і результати завдяки цій помилці відразу вийшли надзвичайно заохітливі.

Незабаром знайшов я і принципи найвигіднішого використання ракетної реакції — про надавання прискорення в нижчій точці траєкторії. виправивши помилку в основі формули (4), я одержав у результаті вже не таке сприятливе значення  $n$  (відношення маси ракети до корисного тягару), а саме  $n=55$  без обрахунку неминучих утрат на коефіцієнті корисної дії і присутності пропорційних пасивних

мас. Ця цифра 55 мене вже дуже непокоїла, але привабливість порушеної теми була така, що, сам себе обманюючи, я насильно вважав цю цифру за сприйнятливую, аж поки знайшов кінець-кінцем протиотруту цим “55” у вигляді фізико-математичного обґрунтування можливості щасливого спуску на Землю коштом опору атмосфери, а потім в розвиненні штучним способом первісної швидкості, організації міжпланетної бази та її ракетно-артилерійському постачанні. Другим питанням, яке довгий час мене непокоїло, була необхідна за першим чисто ракетним варіантом відльоту дуже велика сила реакції — не менша як подвоєна сила тягару. Цей неспокій облишив мене пізніше — після знайденої можливості з вигодою використовувати під час відльоту авіаційні крила, при чому мінімальна допускальна сила реакції зменшується в декілька разів. Нарешті, останнім питанням, яке дуже мене непокоїло, була небезпека збоку метеорів. Щойно кілька днів тому, одержавши від Я. І. Перельмана його книжку “Міжпланетні подорожі”, я довідався, що чужоземні автори, які математично дослідили це питання, прийшли до сприятливих висновків.

Досягнувши 1917 р. у своїй праці перших позитивних наслідків і не підозріваючи в той час, що я не є першим і єдиним дослідником у цій галузі, я на якийсь час ніби “спочив на лаврах”, чекаючи на можливість розпочати досліди, яку сподівався одержати через реалізацію винаходів, і водночас тримаючи свою працю в найсуворішій таємниці. Беручи під увагу з самого початку величезність і непевність можливих наслідків виходу людини в міжпланетні простори, я разом із тим наївно вважав, що вистачить оприлюднити знайдені основні принципи і негайно хтось, маючи достатні матеріяльні засоби, здійснить міжпланетний політ.

Року 1918-го в одному із старих чисел “Ниви” я випадково натрапив на нотатку про ракету Цюлковського, але “Вестника Воздухоплавания”, що на нього послався автор нотатки, я ще довгий час не міг відшукати.

Ця нотатка і нотатки, що траплялися мені пізніше в періодичній пресі про закордонні досліди, спонукали мене до дальшого, точнішого й докладнішого опрацювання теорії польоту, щоб перейти від загальних фізичних принципів до обміркування технічної можливості їх реального застосування. Беручись до праці кілька разів, з перервами між репетиторством, рубанням дров і роботою мастильника, мені вдалося до 1925 р. доповнити її майже до теперішнього вигляду:

в усіх розділах проведено ґрунтовніше математичне умотивування, підібрано досить повний хемічний матеріал, розроблено розд. VIII про опір атмосфери під час відльоту, обґрунтовано обчисленнями можливість плянующого спуску і пороблено інші доповнення.

Року 1925-го, коли праця вже зближалася до кінця і коли мені пощастило, нарешті, відшукати “Вестник Воздухоплавания” за 1911 рік з частиною праці К. Е. Ціолковського, я хоч і був трохи розчарований тим, що основні засади відкрив я вдруге, але разом із тим з приємністю побачив, що не тільки повторив попереднє дослідження, хоч і іншими методами, але зробив також і деякі важливі вклади в теорію польоту. Головна відміна у методі моїх обчислень від методи К. Е. Ціолковського полягала в тому, що Ціолковський у дуже багатьох випадках виходить з роботи, а я всюди — лише із швидкостей та прискорень. З огляду на те, що робота сил у ракетному питанні залежить від багатьох умовин і виявляється також по-різному, надавані ж ними прискорення, а значить і швидкості далеко певніші, я і вважаю швидкісну методу обчислення легшою й продуктивнішою.

Року 1925-го проф. В. П. Ветчинкін просто приголомшив мене високою оцінкою моєї праці.

...Року 1927-го за порадою В. П. Ветчинкіна я замінив звичайнішою і зрозумілішою системою позначень і почасти термінологію, вставив не подане мною раніше виведення формули (4) і виправив помилку в формулі (6) (вплив мас пропорційного пасиву). Він же звернув мою увагу на величезне значення конструктивного опрацювання “пальника” — викидної рури, чому я й написав та вставив розд. IV. Дальше плодотворче розроблення теми про міжпланетний політ чисто теоретичними методами, очевидно, неможливе, для мене принаймні: необхідні експериментальні дослідження. Час і гроші для них я й сподіваюсь одержати винаходами в різних ділянках, зокрема за родом моєї праці тепер — в галузі елеваторної механіки. Покищо маю перші успіхи у вигляді недавнього признання мого нового типу елеваторного ківша і самотягів, що здобули собі вже місце супроти майже незмінного здавна типу.

З пошаною до Вас Юр. Кондратюк.

1. IV. 1929 р.

## ПЕРЕДМОВА АВТОРА ДО ПЕРШОГО ВИДАННЯ

Цю працю в її основних частинах написано 1916 року, опісля тричі доповнювано і докорінно перероблювано. Автор сподівається, що йому вдалося подати завдання здобуття сонячної системи не у вигляді теоретичних основ, розвиток яких і практичне застосування належать науці й техніці майбутнього, а у вигляді проекту, хоч і не деталізованого, але вже з конкретними цифрами, здійснення якого цілком можливе і в теперішній час для нашої сучасної техніки після серії експериментів, що не становлять будь-яких особливих труднощів. Здійснення це до того ж, від попередніх експериментів починаючи і кінчаючи польотами на Місяць, забрало б, скільки про це можна судити заздалегідь, менше матеріальних засобів, ніж побудова кількох великих військових кораблів.

Про існування на цю тему праці інж. Ціолковського автор довідався лише згодом і тільки недавно мав змогу записатися з частиною статті “Дослідження світових просторів реактивним приладом”, вміщеної в журналі “Вестник Воздухоплавания” за 1911 р., при чому переконався в пріоритеті інж. Ціолковського у розв’язанні багатьох основних питань. Однак, із згаданої статті не усунено параграфів, які напевно вже не дають нічого нового, з одного боку, щоб не порушувати цілності викладу і не відсилати зацікавлених читачів до дуже рідких тепер і трудно розшукуваних чисел “Вестника Воздухоплавания”; з другого ж боку, тому, що іноді ті самі теоретичні засади і формули, лише трохи інакше наświetлені, кидають інше світло і на все питання. Попри все це автор праці так і не мав можливості записатися не то з чужоземною літературою з даного питання, але навіть і з другою частиною статті інж. Ціолковського, вміщеної в журналі за 1912 рік.

Багато з наведених у цій праці формул і майже всі цифри дано зі спрощеннями і заокругленнями, часто навіть досить грубими; причина цього в тому, що конечний для докладного опрацювання проблеми дослідний матеріал ще відсутній, а тому для нас немає сенсу порпатися в сотих частках, поки ми не можемо бути певні і щодо точности десятих. Ціллю деяких обчислень цієї праці було лише дати уявлення про порядок фізичних величин, що з ними нам доведеться



мати справу, і про загальний характер їх зміни, бо обчислення їх точних значень до відповідних експериментальних досліджень неможливе. З аналогічної причини в праці немає і конструктивних рисунків та креслеників: загальні принципи конструкції легко можуть бути виражені і словесно, а деталі ми покищо розробляти не можемо; тим то всякий кресленик, оскільки має він у собі з конечности деякі часткові форми, замість посібника став би радше перешкодою до наукового зрозуміння.

З огляду на відносну новину предмету авторові довелося ввести досить багато власних термінів, замієних задля стислості майже всюди літерними означеннями, застосування яких таке: ті самі літери, які в формулах і обчисленнях позначають чисельні значення фізичних величин, у тексті заміняють собою відповідні загальноновживані фізичні або спеціальні терміни даної праці. Щоб полегшити читання, дається окремий перелік усіх літерних позначень, вживаних повторно в кількох місцях статті. В усіх випадках, коли не дано особливих вказівок, літери означають фізичні величини, виражені в абсолютних (см.г.сек.) одиницях.

## **З ДРУГОЇ ПЕРЕДМОВИ АВТОРА ДО ПЕРШОГО ВИДАННЯ**

Торкнуся основного загального питання цієї праці, зовсім не наświetленого в первісному викладі, — питання про сподівані наслідки для людства від виходу його в міжпланетні простори.

Піонер дослідження даного предмету, проф. Ціолковський, вбачає значення його в тому, що людство зможе заселити своїми колоніями величезні простори соняшної системи, а коли сонце простигне, вилетить на ракетах, щоб заселити ще не пристиглі світи.

Подібні можливості, звичайно, аж ніяк не виключені, але все це припущення далекого майбутнього, почасти занадто вже далекого. Без сумніву, ще довгий час вкладання засобів у поліпшення життєвих умов на нашій планеті буде рентабельнішим, ніж заснування колоній поза нею; не слід забувати, що в порівнянні із загальною поверхнею нашої планети лише незначна її частина як слід залюднена і експлуатується. Погляньмо на проблему виходу людини в міжпланетні простори з “сьогоднішньої” точки зору: чого ми можемо конкретно сподіватися в найближчі — максимум — десятиріччя, рахуючи від першого польоту з Землі.

Якщо не вдаватися в більш-менш необгрунтовані фантазії, то наші сподівання полягатимуть ось у чому:

1. Безсумнівно величезне збагачення наших наукових знань із відповідним віддзеркаленням цього і в техніці.

2. Можливе, більш або менш імовірне, хоч і не цілком певне, збагачення нашої техніки цінними речовинами, що можуть бути знайдені на інших тілах соняшної системи і що відсутні або надто рідкі на земній поверхні.

3. Можливі інші дари соняшної системи, що їх ми тепер не можемо й передбачити і що можуть бути й не бути, як, наприклад, наслідки взаємнення із здогадним органічним світом Марса.

4. Безсумнівна можливість для людства заволодіти ресурсами, з допомогою яких можна докорінно поліпшити умови існування на земній поверхні: переводити меліорацію її в грандіозних розмірах, здійснюючи в недалекому майбутньому заходи і такого порядку, як, наприклад, зміна клімату цілих континентів.

Я кажу, звичайно, не про що інше, як про використання невичерпних запасів енергії сонячного світла, яка так утруднена в умовах земної поверхні, що робить її менш рентабельною, як експлуатація палива, води та вітру, і яка, навпаки, буде рентабельнішою в просторах, де немає атмосфери і вагомості. Саме у можливості в найближчому ж майбутньому почати по-справжньому господарювати на нашій планеті і треба вбачати величезне значення для нас у завоюванні просторів сонячної системи.

1921 року я прийшов до несподіваного розв'язання проблеми влаштування постійної лінії сполучення з Землею в простори і назад, для здійснення якої застосування такої ракети, як розглядана в цій книжці, необхідне тільки один раз. 1926 року я прийшов до аналогічного розв'язання проблеми розвинення ракетою початкової 1500-2000 м/сек її швидкості вильоту, не витрачаючи наснаги і в той же час не застосовуючи грандіозної артилерійської гармати-тунелю, надпотужних рушіїв або взагалі будь-яких велетенських споруд. Зазначені розділи не ввійшли в цю книжку: вони вже занадто близькі до робочого проекту опанування світових просторів, — занадто близькі для того, щоб їх можна було публікувати, не знаючи наперед, хто і як цими даними скористується.

Наостанку мушу висловити глибоку подяку проф. В. П. Ветчинкіну — редакторові цієї праці і першому її цінителі.

Жовтень 1928 р.

**Ю. Кондратюк**

## ПЕРЕЛІК ОЗНАЧЕНЬ

Стор.    Формули

$i$  = певна дільниця траєкторії ракети;  
 як індекс — означає відношення певної  
 величини не до всього польоту, а до пев-  
 ної його дільниці;  
 самостійно в формулах — довжина дільниці

$R$  = радіус Землі

$r$  = відстань від центру Землі до ракети в  
 даний момент

$$\frac{r}{R} = \frac{r}{R}$$

$h$  = висота певної точки траєкторії над  
 рівнем моря

$J_j$  = дільниця траєкторії, на якій ракета спо-  
 вільнює або прискорює політ зовнішньо  
 прикладеними силами (ракетна реакція,  
 опір атмосфери)

$M$  = маса ракети в даний момент

$M_0$  = маса ракети початкова 15            2a

$M_k$  = маса ракети кінцева 15            2b

$m$  = абсолютний пасив 26

$m_i$  = пропорційний пасив 26

$\mu$  = запас палива в ракеті 15            2b

$\mu_i$  = паливо ракети, витрачене на  
 дільниці  $i$  15            3

$q = \frac{m_i}{\mu}$  коефіцієнт пропорційного пасиву 27            6, 7

$m$  = молекулярна вага (пересічна) середовища

$n = \frac{M_0}{M_k}$  навантаженість польоту 15            2, 3, 4

$V$  = швидкість ракети в даний момент  
 (відносно центру Землі) 62, 63

$V_r$  = те саме відносно земної поверхні

$U$  = швидкість обертання земної поверхні

$u$  = швидкість впливання 14            1

$V_{optim}$  = найвигідніша швидкість ракети  
 в даній точці траєкторії 55            29

$g$  = прискорення сили тяжіння на земній  
 поверхні

$J_0$  = власне прискорення ракети

$j_p$ = сповільнення, надаване опором атмосфери	46, 48	16, 18 19, 20
$j = j_0 + j_p$ механічне прискорення	38	
$J = j_0 + J_p + g$ дійсне прискорення		
$\bar{j} = \frac{j}{g}$ коефіцієнт переваги механічного прискорення	38, 41, 42	12, 13, 14
$W = \int i_0 dt$ ракетна швидкість	10	
$W_j, W_{y_l}, W_{cb}, W_{nob}$ див. відповідно $i, T_y, T_c, T_b$	36	
$L$ = перевитрата ракетної швидкості	35, 36	9, 10
$L_0, L_\beta, L_a, L_c, L_g$ = див. відповідно $i, \beta, c, cu$	28, 33	
$g$ = індекс указує місця ( $i$ ) або причину виникнення $L$ , яке так само відноситься до сповільнення, як $W$ до $j_0$		
$W = \sqrt{2gR} = 11\,185$ м/сек — параболічна швидкість		
$W_y$ = швидкість відльоту	32	8
$W_\beta$ = швидкість повороту	32	8
$\theta$ = кут піднесення траєкторії відносно центру Землі — відповідно $V$		
$\theta_i$ = кут піднесення траєкторії відносно поверхні Землі — відповідно $V_i$		
$\beta$ = кут відхилення напряму сили реакції від траєкторії $\lambda = \theta + \beta$		
$a$ = кут атаки підтримувальної поверхні		
$\theta_{optim}$ = найвигідніший кут піднесення	51, 56	23, 30
$Z = L_{ch}(\theta, = 90^\circ)$ перевитрата при вертикальному піднесенні	14	1
$C$ = коефіцієнт форми	45	15
$P$ = поперечне навантаження ракети	45, 46	16
$p$ = навантаження підтримувальних поверхень	52	
$\Delta = \frac{Ph}{p_0}$ відношення густин повітря на висотах	46, 47	17, 18
$p$ = густина повітря; індекс указує висоту	48	
$K_0, K_1, K_2, K_3, K_4$ = коефіцієнти пропорційности в формулах (15), (16), (18), (19), (20)		

## РОЗДІЛ І

### ДАНІ РАКЕТИ. ОСНОВНІ ОЗНАЧЕННЯ

Механічне визначення ракети як реактивного приладу таке: “Прилад, який, послідовно відкидаючи з певною швидкістю частинки своєї маси, сам розвиває швидкість у протилежному напрямі коштом їх реактивної дії”. Приймемо такі терміни і означення для ракети:

$M$  – маса ракети в даний момент;

$M_0$  – маса ракети початкова;

$M_k$  – маса ракети в момент, коли вона закінчує функціонувати як така — “кінцева маса”;

$M_{i0}$  – маса ракети в момент, коли вона проходить початкову точку даної дільниці ( $i$ ) її траєкторії;

$M_{ik}$  – маса ракети в момент, коли вона проходить кінцеву точку даної дільниці ( $i$ ) її траєкторії.

“Випливання” — сукупність частинок, відкинутих ракетою, реакція яких і надає ракеті швидкості.

$u$  — “швидкість випливання” — швидкість відкинутих частинок відносно ракети в той момент, коли вони починають рухатися незалежно від неї, якщо не рахувати практично мізерної сили тяжіння до ракети. Ми будемо вважати, що протягом кожного даного проміжку часу  $u$  постійна.

Якщо різні частинки продуктів згоряння з відкинутих одночасно мають різні швидкості, відокремлюючись від ракети, то за  $u$  ми будемо приймати таку середню швидкість, яка могла б замінити собою всі дійсні різні швидкості частинок, не змінивши суми їх реактивної дії на ракету. Це буде швидкість центру ваги відкиненої маси за безконечно малий проміжок часу, що дорівнює:

$$u = \frac{\sum (aua)}{\sum a}, \quad (1)$$

де  $a$  і  $ua$  — відповідно маси і швидкості окремих частинок. Не тяжко побачити, що при тій самій сумі живих сил, що дорівнює  $\frac{1}{2} \sum (au^2)$ ,  $u$  буде найбільшою ([формула (1)] в тому разі, коли швидкості всіх окремих частинок будуть рівні між собою;

$j_0$  — “власне прискорення ракети”, яке дорівнює прискоренню, що його ракета мала б при наявності одної лише діючої на неї сили реакції; не тяжко бачити, що

$|\dot{v}_0| = \frac{dM}{dtM} u$ , де  $dM$  — маса відкинутих частинок;

$\mu$  — запас палива — частина (маси) ракети, що підлягає витраченню, тобто перетворенню на “продукти згоряння”;

$n$  — “навантаженість польоту”;  $n = \frac{M_0}{M_k}$

звідки

$$M_0 = M_k n; \quad (2)$$

$n_i$  — “навантаженість дільниці” — те саме відношення, взяте для певної дільниці, тобто

$$n_i = \frac{M_{i0}}{M_{ik}}$$

звідки

$$M_{i0} = n_i M_{ik} \quad (2a)$$

Не тяжко бачити, що завжди

$$M_0 = M_k + \mu; M_{i0} = M_{ik} + \mu_i; \mu = M_k(n-1); \quad (26)$$

$$\mu_i = M_{ik}(n_i-1); \quad (3)$$

$$n = n_a n_b n_c \dots n_i \dots n_z,$$

де  $a, b, c, \dots, i, z$  — суть всі дільниці траєкторії ракети.

$W$  “ракетна швидкість”, що дорівнює  $\int_0^{tk} j_0 dt$ ,

де  $tk$  — момент кінця горіння. Інакше кажучи, “ракетна швидкість” — це та швидкість, яку б розвинула ракета, коли б на неї не діяли ніякі зовнішні сили, і яка надає собі прискорення в одному й тому самому напрямі.

Під  $j_0$  ми розуміємо, отже, в даному випадку лише абсолютну величину прискорення незалежно від його напрямку.

$W_i$  — “ракетна швидкість дільниці, що дорівнює  $\int_{t_1}^{t_2} j_0 dt$ ,

відповідно до попереднього означення, якщо  $t_1$  і  $t_2$  — моменти початку і кінця проходження даної дільниці.

## РОЗДІЛ II

### ФОРМУЛА НАВАНТАЖЕНОСТІ (ВІДНОШЕННЯ ПОЧАТКОВОЇ І КІНЦЕВОЇ МАС РАКЕТИ)

Основну формулу теорії ракети, що зв'язує величини  $W$ ,  $u$  і  $n$ , ще раніше дав інж. Ціолковський (лише в дещо іншій формі):

$$\frac{M_{i0}}{M_{ik}} = n_i = e^{\frac{W_i}{u}} \quad (4)$$

де  $e$  — основа натуральних логаритмів.

Під індексом  $i$  ми можемо тут розуміти як кожну з діляниць траєкторії ракети, так і всю траєкторію.

Ось елементарне виведення цієї формули. Нехай ракета початкової маси  $M_0$  відкидає зі швидкістю  $u$  в одному й тому самому напрямі послідовно частинки своєї маси, що дорівнюють

$$\frac{M_0}{K_0}, \frac{M_1}{K_1}, \frac{M_2}{K_2} \dots \frac{M_i}{K_i},$$

де  $M_0, M_1 \dots M_i$  — відповідно до її маси після кожного відкиду.

Ми будемо мати:  $\frac{M_1}{M_0} = \left(1 - \frac{1}{K_0}\right)$ ;  $\frac{M_2}{M_1} = \left(1 - \frac{1}{K_1}\right)$ ; ...  $\frac{M_{i+1}}{M_i} = \left(1 - \frac{1}{K_i}\right)$ .

Перемноживши всі ці рівняння, матимемо:

$$\frac{M_k}{M_0} = \left(1 - \frac{1}{K_0}\right) \left(1 - \frac{1}{K_1}\right) \left(1 - \frac{1}{K_2}\right) \dots \left(1 - \frac{1}{K_i}\right);$$

межа останнього виразу при  $K_0, K_1, K_2 \dots K_i \dots = \infty$  буде  $e^{-\sum \frac{1}{K_i}}$ ,

або, як ми можемо представити,  $e^{-u \sum \frac{1}{K_i}} : u$

Тому, що швидкості вільних тіл, які взаємно відштовхуються, розподіляються обернено пропорційно до їх мас, при кожному відкидві ракета набуватиме швидкості, що відповідно дорівнюватимуть  $u \frac{1}{K_0}, u \frac{1}{K_1} \dots u \frac{1}{K_i}$ . Загальна

набута ракетою швидкість буде, отже,  $W = u \sum \frac{1}{K_i}$ ; замі-

нивши в одержаному нами виразі  $\frac{M_k}{M_0} = e^{-u \sum \frac{1}{K_i}} : u$

швидкість  $u \sum \frac{1}{K_i}$  через  $W$ , ми й одержимо формулу (4), лише в обернених величинах.

Формула (4) дозволяє нам визначити  $M_0$  і  $\mu$  за завданнями  $M_k, W$  і  $u$ .

З формули (4) ми бачимо, що при відношенні  $\frac{W_i}{u}$ , близькому до нуля,  $n_i$  стає близьким до одиниці, при чому

$(n_i - 1)$ , до різниці якої пропорційний  $\mu_i$ . Формула (2б) змінюється приблизно пропорційно до відношення швидкостей

$\frac{W_i}{u}$ . Отже, при  $\frac{W_i}{u} \ll 1^*$  кількість потрібного па-

лива незначна, приблизно пропорційна до потрібної ракетної швидкості і обернено пропорційна до швидкості випливання.



При  $\frac{W_i}{u} > 1$   $n_i$  зростає як показникова функція відносно  $W_i$ \*\*) і швидко може досягнути значень, які унеможливили б практичне здійснення польоту людини в міжпланетні простори. Якби, наприклад, щоб зробити політ, потрібне було б  $W_i$  вдесятеро більше від тієї  $u$ , якої нам вдалося на практиці добитися, то  $n_i$  мало б значення коло 22000; при  $M_k = 1000$  (кг) для всієї маси ракети потрібно було б страхотливе в даному випадку значення в 22000 т. Отже, практична можливість польоту в міжпланетні простори і завоювання інших тіл сонячної системи залежить від того, наскільки великої  $u$  нам пощастить досягнути і наскільки малою  $W$  нам вдасться обійтися для відбування польотів.

\*) Справді, якщо  $\frac{W_i}{u} \ll i$ , то  $n_i = e^{\frac{W_i}{u}}$  можна представити двома першими членами ряду, тобто

$$n_i = e^{\frac{W_i}{u}} = 1 + \frac{W_i}{u}$$

Тоді, підставляючи у вираз  $\mu = M_k (\eta_i - 1)$  значення  $n_i$  дво-членом розкладу, матимемо  $\mu = M_k \frac{W_i}{u}$

\*\*) Вважаючи  $u$  за постійну. (Прим. ред.)

## РОЗДІЛ ІІІ

### ШВИДКІСТЬ ВИПЛИВАННЯ. ХЕМІЧНИЙ МАТЕРІЯЛ

Запас енергії, щоб надавати швидкості ракеті, може бути взятий на ракету в різноманітних виглядах, але з них тільки прихована хемічна енергія сполучування деяких найбільш легких і активних елементів та енергія розкладу стоять у такому відношенні до маси речовини, яка їх містить, що виходить *и*, достатня для здійснення польоту на практиці. Ми маємо занадто мізерні запаси радію і до того ж не вміємо керувати виділюванням його прихованої енергії, що відбувається занадто повільно для наших цілей.

Тим то з усіх можливих видів “ракеті” ми мусимо спитися на “ракеті” в звичайному значенні цього слова, тобто на ракеті термохемічній, яка має ще й ту дуже велику спеціальну перевагу, що в ній прихована енергія може бути перетворена на живу силу продуктів випливання у великих кількостях і з великим коефіцієнтом корисної дії при розмірно невеликій вазі та нескладності всіх приладів, що служать цьому перетворенню.

Теоретично можливий ще один особливий вид ракети — ракета, що черпає енергію іззовні, від соняшного світла. На практиці, однак, такий спосіб діяннн ракети для нас тепер несприйнятний або майже несприйнятний з огляду на чисто технічні труднощі:

1) трудність надати навіть і при наявності потрібного запасу енергії частинкам виділення більшої швидкості, як їм може надати розширення продуктів згоряння в термохемічній ракеті,

2) трудність побудувати необхідні дзеркала з таким відношення їх площі до маси, щоб схоплюваної ними соняшної енергії вистачало для надання достатньої швидкості випливання при достатньому відносному витрачанні ( $\frac{dM}{Mdt}$ , див. стор. 15).

З огляду на ці труднощі ракету, що функціонує коштом енергії соняшного випромінювання, ми також залишаємо покищо осторонь.

Перетворення теплоти хемічної реакції на живу силу продуктів випливання засноване на розширенні газів. Отже, гази в складі виділення термохемічної ракети конечні. Однак, ми не зобов'язані обмежувати свого вибору хемічного

складу продуктів згоряння самими лише газуватими сполуками. Ракета може добре функціонувати і в тому випадку, коли тільки частина продуктів згоряння газувата, а друга являє собою розпорошені в газі густіші речовини. Гази, розширюючись в рурі ракети внаслідок своєї пружності та набираючи при цьому швидкість, захоплюватимуть із собою чистинки щільних речовин, черпаючи водночас від цих останніх теплоту взаїну теплоти, втрачуваної ними під час розширення\*. Щоб цей процес закінчився з найкориснішим ефектом, потрібні: 1) якнайповніше захоплення щільних частинок газами, 2) якнайповніше передавання тепла від щільних частинок до газів. І те, й друге вимагає достатньо тонкого і рівномірного розпорошування в газі щільних речовин і достатнього часу, протягом якого вони стикатимуться, тобто достатньої довжини сопла ракети. Розв'язати питання про те, які мають бути ступінь розпорошення, довжина сопла та відсотковий вміст щільних речовин у продуктах згоряння, щоб задовільно функціонувала ракета, можна лише серією ґрунтовних дослідів. Отже, вибір речовин на паливо зводиться в основі своїй до вибору такої групи, щоб кількість теплоти, яка вив'язується під час хемічної реакції між її членами, була найбільшою при розрахунку на 1 г витворюваної сполуки, внаслідок чого ми могли б мати найбільшу *u*. Якби при цьому виявилось, що продукти реакції скраплюються або тверднуть при температурах ще далеких від абсолютного нуля і при тому втрачають потрібну нам пружність, то ми повинні були б до вибраної групи речовин додати ще й іншу, між елементами якої продукти реакції зберігають газуватий стан при нижчих температурах і тому здібні на перетворення теплоти виділення в його живу силу в більшій мірі. У найпростішому випадку, замість другої газової групи можна застосувати найлегший із газів — водень.

Далі ми наводимо таблицю хемічних сполук, що мають найбільшу теплопродуктивність на 1 г їх маси.

---

\* Питання, поставлене автором, видається з першого погляду раціональним. Але в дійсності примішування до газуватих продуктів впливання твердих або рідких речовин спричиняє зменшення швидкості впливання коштом утрат на опір. А що процес обміну тепла відбувається в часі, навряд чи можна сподіватися протягом такого короткого часу, який перебувають продукти впливання в соплі, щоб вони могли мати компенсацію навіть на відновлення втраченої швидкості. Навіть розтоплений метал, рухаючись разом із потоком газів, матиме більші швидкості і тому спричинятиме механічне руйнування сопла.

(Прим. редакції).

Перша колонка цифр має в собі теплоти сполук у великих калоріях на 1 г, вже по відрахуванні прихованих теплот випаровування рідких  $O_2$ ,  $O_3$ ,  $H_2$ ,  $CH_4$ ,  $C_2$ ,  $H_2$  і плинного повітря.

Друга колонка містить швидкості виділення в метрах на секунду, що відповідають даним першої колонки, тобто такі швидкості, які мала б маса 1 г, якби її жива сила дорівнювала енергії теплоти, показаної в першій колонці.

Третя колонка містить значення  $n_1$  для

$$W_1 = 22\,370 = 2 \cdot 11\,185 \text{ м/сек, } *$$

четверта — значення  $n_2$  для

$$W_2 = 14460 = (2 - \sqrt{1/2}) 11\,185 \text{ м/сек,}$$

обчислені за формулою (4) відповідно до даних другої колонки. Про значення швидкостей 22 370 і 14 460 м/сек мова буде в розд. VI, IX і XII.

Через те, що кисень бере участь в кожній із сполук, які нас цікавлять, відповідно до двох видів кисню —  $O_2$  і  $O_3$ , кожен із сполук наведено в двох рядах: у горішньому дані з розрахунку на кисень, у долішньому — на озон, що має значно більший запас енергії. Далі ми будемо іменувати групи активу за їх некисневими членами.

\* Автор під  $W_1$  розуміє подвоєну параболічну швидкість  $W$  відносно поверхні Землі, вважаючи, що швидкість на поверхні Землі дорівнює нулеві і траєкторія ракети має своїм фокусом Землю. В цьому випадку  $W = \sqrt{2gR}$ , де  $R$  — радіус Землі,  $g$  — прискорення сили ваги.

Підставляючи значення  $R$  і  $g$  матимемо:

$$W = 11\,185 \text{ м/сек.}$$

Під  $W_2$  автор розуміє різницю між  $W_1$  і круговою швидкістю  $W_{kp} = 7910$  м/сек.

Коефіцієнт перед числом 11 185 одержується з таких міркувань:

Тому, що

$$W_1 = 2W, \text{ а } W_{kp} = \sqrt{gR} = \frac{W}{\sqrt{2}},$$

то

$$\begin{aligned} W_1 - W_{kp} &= 2W - \frac{W}{\sqrt{2}} = W(2 - \sqrt{1/2}) = \\ &= (2 - \sqrt{1/2}) 11\,185 \text{ м/сек.} \end{aligned}$$

Примітка редакції

Ми бачимо з таблиці, що найбільший тепловий ефект дають літєві та борні групи. Застосування літїю як палива вiдпадає з огляду на те, що вiн незрiвнянно дорожчий як бор, лише трохи перевищуючи його своєю теплопродуктивнiстю. Далi йдуть майже нарiвнi один з одним групи алюмiнiєва, силiцiєва, магнiєва i воднева, якщо розраховувати на скраплення водняної пари, але при розрахунку на газуватий стан води воднева група дещо поступається перед металевою, при розрахунку ж на скраплювання водняної пари одночасно iз застосуванням озону — дещо перевищує їх. Потiм iдуть вуглеводневi групи, що дають сумiш вуглецю з водою: болотна, ацетиленова i нафтова; ще менший ефект дає чисто вугiльна група i, нарештi, група з нафти та повітря. З огляду на дешевину зручнiшої для нас нафти, яка дає до того ж бiльший ефект, застосування вугiльної групи вiдпадає. Щодо водневої групи, то питання про її застосування приходитьсь вважати вiдкритим з огляду на труднiсть зберiгання i дорожнечу плинного водню. Дуже ймовiрно, що застосування кремiнно — i бороводневих груп виявиться кращим в усiх вiдношеннях, тим паче, що добитися конденсацiї водняної пари в сплi ракети, тобто утилізацiї її прихованої теплоти випаровування, нам безумовно не вдасться, коли ракета розвиватиме бiльшу частину її швидкості i ми не зможемо задоволь-

нитися скiльки-будь малими  $j_0$  i  $\frac{dM}{dt}$ , а, ймовiрно, не вдасться i взагалi, бо для конденсаування водняної пари потрібне було б розширення її вiд виходу з камери згорання до виходу з сопля у сотнi тисяч разiв i бiльше. Застосування металевих або борної груп вимагає для наявности в продуктах згорання одночасно застосування водневої, бороводневої або одної з вуглеводневих груп, або ж наявности зайвинного водню. Якщо за критерiї при визначеннi палива правитиме найменша його вартiсть, то керiвним принципом має бути такий: застосування найдешевших груп (тобто таких, що дають найдешевшу реактивну дiю: вартiсть реакцiї визначається до-

бутком  $Cq - \frac{1}{2} - m \frac{1}{2}$ , де  $C$  — вартiсть палива,  $m$  — його вага i  $q$  — його тепловий ефект) для частин палива, витрачуваних першими, i перехiд вiд них до груп бiльш теплопродукцiйних ( $\frac{q}{m} = \max$ ) для частин палива, витрачуваних наступними. Згiдно з цим принципом i наведеною нижче таблицею, паливо ракети має складатися з груп, що йдуть в такому порядку:

Склад виділення	Пальний матеріал		$K \frac{cal}{г}$	$u \frac{m}{сек.}$	$n_1$ $W_1=22370$	$n_2$ $W_2=14460$
CO <sub>2</sub>	.....		2,1	4200	205	31
CO <sub>2</sub>	.....		2,7	4760	110	21
H <sub>2</sub> O	.....		3,7	5570	55	13
H <sub>2</sub> O	.....		4,4	6080	40	11
CO <sub>2</sub> + 2H <sub>2</sub> O	.. CH <sub>4</sub> ..		3,3	5250	60	15
CO <sub>2</sub> + 2H <sub>2</sub> O	.....	H <sub>2</sub> O	3,9	5720	49	12
CO <sub>2</sub> + H <sub>2</sub> O + 9N <sub>2</sub>	Вуглеводні (нафта)	плин	2,6	4670	120	22
	Вуглеводні (нафта і плинне повітря)		3,2	5160	73	16
2CO <sub>2</sub> + 2H <sub>2</sub> O	.. C <sub>2</sub> H <sub>2</sub> ..		0,8	2590	5600	250
			3,0	5020	86	18
			3,5	5420	62	14
H <sub>2</sub> O	.....		3,2	5160	73	16
H <sub>2</sub> O	.....		3,9	5120	49	12
CO <sub>2</sub> + 2H <sub>2</sub> O	.....		3,1	5070	77	17
CO <sub>2</sub> + 2H <sub>2</sub> O	.....		3,7	5570	55	13
	Вуглеводні (нафта)		2,5	4580	130	23
CO <sub>2</sub> + H <sub>2</sub> O	Те саме		3,1	5070	77	17
CO <sub>2</sub> + H <sub>2</sub> O + 9N <sub>2</sub>	Те саме і плинне повітря		0,7	2430	9000	300
2CO <sub>2</sub> + H <sub>2</sub> O	.. C <sub>2</sub> H <sub>2</sub> ..		2,9	4940	95	20
2CO <sub>2</sub> + H <sub>2</sub> O	.. C <sub>2</sub> H <sub>2</sub> ..		3,4	5340	65	15
Li <sub>2</sub> O	.....		4,6	6220	36	10
Li <sub>2</sub> O	.....		5,0	6480	32	9,3
LiOH	.....		4,6	6220	36	10
LiOH	.....	H <sub>2</sub> O	5,1	6540	30	9,1
B <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	.....	пара	4,5	6150	38	11
B <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	.....		5,0	6480	32	9,3
B(OH) <sub>3</sub>	.....		4,2	5940	43	12
B(OH) <sub>3</sub>	.....		5,0	6480	32	9,3
B(OH) <sub>3</sub>	.. BH <sub>3</sub> ..		?	?	?	?
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	.....		3,8	5650	52	13
Al <sub>2</sub> O <sub>3</sub>	.....		4,1	5870	45	12
Al(OH) <sub>3</sub>	.....		3,7	5570	55	13
Al(OH) <sub>3</sub>	.....		4,2	5940	43	12
SiO <sub>2</sub>	.....		3,6	5500	58	14
SiO <sub>2</sub>	.....		4,0	5800	47	13
MgO	.....		3,4	5340	65	15
MgO	.....		3,7	5570	55	13
Mg(OH) <sub>2</sub>	.....		3,7	5570	55	13
Mg(OH) <sub>2</sub>	.....		4,1	5870	45	12
SiO <sub>2</sub> + 2H <sub>2</sub> O	.. SiH <sub>4</sub> ..		?	?	?	?

Таблиця хемічних сполук

1. Нафтова група; якщо плинний кисень виявиться значно дорожчим від плинного повітря, то цій групі має передувати група з нафти і повітря.

II. Болотяна група; якщо виявиться можливим мати дешевий і безпечний ацетилен, то їм може передувати ацетиленова група.

III. Воднева група; застосування її стоїть в залежності від вартости продукції і зберігання плинного водню; дуже можливо, що воднева група виявиться незручною та не вигідною і на її місці будуть разом уживані групи болотяна, металева (*Al, Si, Mg*) кремінноводнева.

IV. Борна група; разом з нею воднева або бороводнева.

Про застосування металевих груп буде мова ще й далі — в розділах V і VI.

Чи буде уживатися озон і починаючи з котрої групи, залежить від того, наскільки дешевий, а головнo — безпечний плинний озон пощастить одержати. Від цього ж великою мірою залежить і вживання водневої групи, бо для неї різниця між киснем і озоном найбільш відчутна.

*H<sub>2</sub>, O<sub>2</sub>, O<sub>3</sub>, CH<sub>4</sub>, C<sub>2</sub>H<sub>2</sub>, H<sub>1</sub>, BH<sub>3</sub>*, можна взяти на ракету, розуміється, лише в плинному вигляді, бо в газуватому вони потребували б посудин величезного розміру і ваги: бор треба брати у вигляді аморфного порошка, який розпоршується в камеру згоряння струменем водню чи болотяного газу або домішується до нафти перед її надходженням в камеру згоряння. *B<sub>1</sub>, Si* і *H<sub>2</sub>* можна взяти у вигляді *BH<sub>3</sub>, B<sub>2</sub>H<sub>6</sub>* і *SiH<sub>4</sub>*, а також у вигляді боро- і кременевуглеводів. Автор, на жаль, не мав змоги розшукати термохімічних даних про ці, надзвичайно цікаві для цього питання, сполуки. Метали можуть бути вживані в розтопленому вигляді або, як і бор, у вигляді порошків.

Про коефіцієнт корисної дії ракети, тобто про відносну кількість теплоти, яка перетворюватиметься на живу силу впливання, тяжко скласти собі задалегідь точне уявлення. Він залежить найбільше від ступеня розширення газів у соплі ракети, тобто від співвідношення початкової і кінцевої пружностей. Остання ж залежить від відношення маси від-

киду  $\frac{dM}{dt}$  до поперечного перекрою сопла і, крім того, не може бути меншою, як пружність навколишньої атмосфери. Тому коефіцієнт корисної дії ракети буде більший в ті періоди польоту, коли ракета буде вільним космічним тілом у безповітряному просторі, коли для неї будуть достатніми

скількибудь мале  $j_0$  і  $\frac{dM}{dt}$ , і менший у ті періоди польоти, коли ракета перебуватиме в межах атмосфери значної густини і коли їй буде необхідне  $J_0$  не менше від певної величини (розд. VI і VIII). При останніх умовах коефіцієнт корисної дії, ймовірно, матиме величину від 50 до 75%. Щоб підвищити корисну дію, ми повинні мати якнайбільше початкове тиснення в камері згоряння, і якнайменше кінцеве, в кінці сопла\*, щоб досягнути останнього, не збільшуючи поперечного перекрою сопла і водночас поперечного перекрою всієї ракети та опору атмосфери. Може виявитися вигіднішою заміна одного сопла кількома, послідовно розміщеними і вистаючими під невеликим кутом до бічної поверхні ракети; задній кінець ракети в такому разі можна зробити загостреним, обтічної форми. Живитися ці сопла можуть з одної або з кількох камер згоряння — як виявиться конструктивно зручнішим.

Внаслідок неповної утилізації теплоти хемічної реакції дійсні значення  $u$  будуть меншими, ніж обчислені в таблиці. Якби коефіцієнт корисної дії дорівнював відповідно 50 і 75%, то дійсне значення  $u$  відповідно дорівнювало б коло  $\frac{3}{4}$  і  $\frac{7}{8}$  його обчисленого значення, відповідно до чого  $n$  мало б значення  $n^{\frac{4}{3}}$  і  $n^{\frac{8}{7}}$  від обчислених значень.

## РОЗДІЛ IV

### ПРОЦЕС ЗГОРЯННЯ, КОНСТРУКЦІЯ КАМЕРИ ЗГОРЯННЯ І СОПЛА

Дуже істотним є питання про температури в камері згоряння і соплі. Якби повне з'єднання компонентів палива могло статися відразу, то в камері згоряння температура мала б піднятися до

$$T = 208 Qm, \quad (5)$$

де  $Q$  к кал/г — середня теплотворча здатність грама сполуки,

---

\* У принципі авторова думка вірна, бо справді коефіцієнт корисної дії рушія буде підвищуватися із збільшенням тиску в камері згоряння. Однак, врахувавши вагу камери згоряння при високих тисненнях, а також вагу агрегатів, що обслуговують подачу палива, іти на підвищення тиску в камері згоряння навряд чи має сенс. Розрахунок автора на гідрати оксидів неправильний, бо вони не можуть утворитися в камері згоряння. Випущено берилій — найбільш кальорійний метал. (Прим. ред.).



а  $m$  — середня молекулярна вага продуктів згоряння, якщо вважати їх за газуваті. При твердих або плинних продуктах температура мала б бути ще вищою. Дисоціація молекул, що відбувається при високих температурах, не дасть, одначе, відбутися хемічній реакції відразу повністю; при певній температурі (вищій від  $3000^\circ$ ) для всіх реакцій настане хемічна рівновага, після чого дальший їх перебіг можливий буде лише в міру того, як гази втрачатимуть тепло, розширюючись в соплі. Таким чином теплова енергія реакцій реалізуватиметься спершу не адіябатичним процесом, а процесом, ближчим до ізотермічного. Адіябатичний процес настане, коли гази, розширюючись у соплі, втратять стільки тепла, що реакції можуть відбутися до кінця, не підвищуючи температури суміші до температури значної дисоціації її компонентів.

Для конструкції ракети ці явища мають таке значення: щоб зреалізувати ту саму кількість теплоти сполук під час поступового згоряння, ми повинні мати більше відношення кінцевого об'єму газів до початкового, тобто більших розмірів сопла. З другого боку, в камері згоряння і в початку сопла ми матимемо меншу температуру, ніж та, яка була при повному згорянні в камері. З формули (5) видно, що, поставивши собі з конструктивних міркувань певну граничну температуру в камері згоряння, ми матимемо значно повніше початкове згоряння і меншу тривалість процесу догоряння для сполук з меншою молекулярною вагою. З цієї точки зору найзручнішими є групи з  $H_2$ ,  $CH_4$ ,  $C_2H_2$ , нафтою і  $Li$ , дещо менше  $SiH_4$ ,  $BH_3$  і найменш зручними чисто металеві групи  $Si$ ,  $Mg$ , борна і особливо — алюмінієва.

Конструювати камеру згоряння і сопло прийдеться таким чином: ті поверхні, що зазнаватимуть діяння температур вищих, ніж може витримати найбільш вогнетривкий матеріал, треба зробити металевими (мідними або з одного із тяжкотопних металів, як хром або ванадій) і піддати інтенсивному охолодженню іззовні плинними газами, що надходять у камеру згоряння. Перевести розрахунок цього охолодження перед відповідними дослідями щодо кількості тепла, яке одержуватимуть поверхні камери випромінюванням і теплопровідністю горючої суміші, — неможливо. Решту поверхень можна обличкувати зсередини вогнетривкими матеріалами, по змозі ізолювавши їх від зовнішньої конструкції, якій можна дати, в разі потреби, помірне охолодження. Якщо виявиться незручним або неможливим доводити температуру в камері згоряння і в початку сопла до тієї, при якій

відбувається вже значна дисоціація компонентів продуктів згоряння, ми можемо штучно підтримувати її на певному визначеному рівні, подаючи один із компонентів палива (метали або кисень) не зразу всі до камери згоряння, а тільки частину, решту підводити в різних місцях сопла в міру того, як початково завдана суміш втрачає тепло.

## РОЗДІЛ V

### ПРОПОРЦІЙНИЙ ПАСИВ

У пасивних масах ракети, тобто в масах, що не відносяться до палива  $\mu$ , ми можемо відрізнити дві істотно відмінні частини:

1) абсолютний пасив  $m$ , до якого відносяться люди з усім потрібним для їх життя та виконання поставленої їм операції і щасливого спуску на земну поверхню по закінченні функціонування ракети як такої.

2) пропорційний пасив  $m_i$  — маси всіх предметів, що обслуговують функціонування ракети: а) посудини на паливо, б) камери згоряння, в) сопло, г) прилади і машини, що переміщують тепло до камери згоряння, і г) всі частини, що зв'язують предмети перших чотирьох категорій і надають міцності всій конструкції ракети. Цю частину маси ми назовемо "пропорційним пасивом", бо за конструктивними законами він назагал має бути своєю масою приблизно пропорційний до маси обслуговуваного ним палива, поки це останнє не перевищує певної величини; при більших значеннях  $\mu$  відношення  $\frac{m_i}{\mu}$  зростає. Вихідною точкою конструювання ракети є її наперед встановлений  $m$ , а з ним уже узгіднюються  $\mu$  і  $m_i$ ;  $m$  залишається постійним увесь час польоту;  $\mu$  поступово витрачається, а  $m_i$  може бути змінюваний на наше бажання, відповідно до щораз менших запасів палива  $\mu$  і витрачання  $\frac{dM}{dt}$

Позначимо відношення  $\frac{m_i}{\mu} = q$  і припустімо, що увесь час у нас функціонує той самий незмінний пропорційний пасив  $m_i$ . Тоді  $m_i = \mu q$ ;  $M_k = m + m_i = m + \mu q$ . Підставивши це значення  $M_k$  в формулу (26), матимемо:

$$\mu = (m + q\mu)(n - 1),$$

$$\text{звідки} \quad \mu = \frac{m(n - 1)}{1 - q(n - 1)}, \quad (6)$$

тоді як при  $m_1 = 0$  ми мали б  $\mu = m(n - 1)$ . Ми бачимо з формули, що, поки  $q \ll \frac{1}{n - 1}$ , ми одержимо для значення, що лише трохи відрізняється від тих, які мали б при  $m_1 = 0^*$ , але, в міру збільшення  $q$ ,  $\mu$  зростає, перетворюючись на нескінченність при  $q \ll \frac{1}{n - 1}$ , що означає теоретичну неможливість побудувати ракету при подібних даних. Практично ж можливість наступає раніше; при  $q = \frac{1}{2(n - 1)}$  ми вже одержали б подвоєння  $\mu$  \*\*. Для того ж, щоб маса ракети не збільшувалась значно через відсутність у ній мас  $m_1$ , і необхідності надавати їм швидкість нарівні з  $m$ , бажано мати відношення

$$q \ll \frac{1}{5(n - 1)} \quad *** \quad (7)$$

де  $n_i$  — навантаженість тієї дільниці, на протязі якої незмінно функціонує той самий  $m_i$  і по закінченні якого він може бути

\* Справді формулу (6) можна подати у вигляді

$$\mu = \frac{m}{\frac{1}{n - 1} - q}$$

отже, якщо  $q \ll \frac{1}{n - 1}$ , то  $\mu$  буде близькою до  $m(n - 1)$ . При збільшенні  $q$  різниця  $\frac{1}{n - 1} - q$  буде прагнути до нуля і  $\mu \rightarrow \infty$  при умові функціонування того ж самого  $m_1$  на всьому польоті.

\*\* Тут ідеться про подвоєне  $\mu$  в порівнянні  $\mu$  при  $m_1 = 0$ .

\*\*\* Умова  $q \ll \frac{1}{5(n - 1)}$  показує, що при виборі  $q$  у згоді з цією умовою ми матимемо значення  $\mu$ , пропорційне до  $\mu_0 = m(n - 1)$  такої послідовності:

$$\mu = \frac{5}{4} \mu_0; \quad \mu = \frac{6}{5} \mu_0; \quad \mu = \frac{7}{6} \mu_0; \quad \mu = \frac{K + 1}{K} \mu_0$$

і що вище значення  $K$ , то ближче  $\mu$  до  $\mu_0$  (прим. ред.)

відкинений, щоб не обтяжувати ракету своєю зайвою масою, після чого і починає функціонувати другий комплекс  $m_1$  менших розмірів і меншої маси, відповідно до зменшених мас палива і витрати. Обидві сторони нерівності (7) неоднаково здатні піддаватися нашим зусиллям щодо їх зміни. Величина  $q$  визначається ступенем технічної досконалості в побудові предметів  $m_i$  і хоч і може бути більшою або меншою, залежно від різних умовин, але має все ж деякий твердий мінімум, якого ми при даних наявних у нашому розпорядженні матеріалах і при даному розвитку будівної техніки перебороти неспроможні. Величину  $n_i$  ми можемо зменшувати довільно аж до  $1^*$ , ділячи траєкторію ракети на більше число ділянок з меншою  $W_i$  для кожної. Число ділянок і відповідно число комплексів  $m_i$  визначається залежно від тієї відносної величини витрачаного палива, яку ми знайдемо за потрібне, щоб обслуговувати одним незмінним комплектом  $m_i$ , а саме — це число має дорівнювати  $\ln \frac{n}{n_i}$ , де  $n_i$  — навантаженість кожної з дільниць траєкторії. Якби ми захотіли застосувати однокомплектну систему для всього польоту, то мали б занадто мізерну абсолютну межу для величини  $q$ . Теоретичний мінімум  $W$ , необхідний для польоту чисто ракетним способом, дорівнює, як ми побачимо далі, 22 370 м/сек: відповідні значення  $n_i$ , обчислені в припущенні 100% коефіцієнта корисної дії ракети, дано в третій колонці цифр на стор. 22.

Беручи під увагу всі убутки енергії і недосконалості, ми можемо твердити, що дійсне значення  $n$  при  $W=22\ 370$  м/сек буде не менше як 100, а якщо захочемо використати паливо дешевше і застосуємо частинно вуглеводневі групи, то й понад 100. Отже, при  $q = 1/99$  маса палива за формулою (6) уже перетворювалася б у нескінченність, при  $q = 1/200$  подвоювалася б, тим часом  $1/200\mu$  — це величина дуже й дуже тісна, точніше — зовсім неможлива для маси всього комплексу  $m_1$ . Навіть якщо ми візьмемо  $W=14460$  м/сек і приймемо відповідно  $n_2=20$  (стор. 22), то й то одержуємо подвоєнням  $\mu$  при тяжко реалізованому відношенні  $m_1=1/40$ ,

Тому практично найліпшою системою буде двокомплектна для машин та приладів і трикомплектна для посудин, як субтельніших частин  $m_1$ . Якщо ми знов візьмемо  $n=100$ , то абсолютна межа  $q$  підноситься з  $1/99$  (при однокомплект-

---

\* Тому, що  $n_i = \frac{M_{i0}}{M_{ik}}$  а  $M_{ik}$  включає в себе  $\mu$  для  $i+1$  дільниці,  $n_i = 1$  не позбавлене сенсу. (Прим. ред.)

ній системі) до  $\frac{1}{9}$  при двокомплектній і до  $\frac{1}{3,9}$  при трикомплектній системах.\*\* Кількакомплетна система хоч і дає більший простір в конструюванні предметів  $m$ , позбавля енає можливості провалу всієї справи через неможливість сконструювати достатньо легким  $m_i$ , все ж і не зовсім ліквідує шкідливий вплив мас  $m_i$  на величину маси ракети: значення  $\mu$  за формулою (6) виходить все ж більшим від того, яке б ми мали при повній відсутності  $m_i$ .

Якщо ми застосуємо кількакомплектну систему, поділивши траєкторію на кілька ділянок з рівним  $W_i$  для кожної з них, то для всього польоту матимемо збільшення маси в

$$\left[ \frac{1}{1 - q(ni - 1)} \right]^k \quad (6a)$$

$k$  разів (де  $k$  — число ділянок) порівняно з масою, що її ракета повинна була б мати при відсутності  $m_i$ .

---

\*\* Щоб мати цифри, вказані Кондратюком, для двокомплектної системи  $q = \frac{1}{9}$  і для трикомплектної  $\frac{1}{3,9}$ , треба пам'ятати, що автор кожній ділянці дає комплект, а кожна ділянка має те саме  $W_i$ , отже, для однокомплетної системи маємо  $W$ , для двокомплетної системи маємо  $\frac{1}{2} W = W_i$

і для трикомплетної  $W_i = \frac{1}{3} W$ . Через те, що  $n = e^{\frac{W}{u}}$ , то для двокомплетної  $ni = e^{\frac{1}{2} \frac{W}{u}}$  і для трикомплетної  $ni = e^{\frac{1}{3} \frac{W}{u}}$ .

Таким чином можна подати  $ni$  — многокомплетну систему через  $n$  однокомплетних систем так:

$$ni = \sqrt[n]{e^{\frac{nW}{u}}} = \sqrt[n]{n}$$

Для трикомплетної системи автор дає значення  $\frac{1}{3,9}$ , а треба  $\frac{1}{3,65}$ . (Прим. ред.)

**Примітка.** Основу ступеня цієї формули ми одержуємо, якщо до правді частини рівняння (6) додамо  $m + m_1$ , і потім винесемо  $mn_i$  поза дужки.\*

Примітка редактора першого видання. В практиці при  $K = \infty$  дріб у формулі (6) набуває значення:

$$e^{qx} = e^q \frac{W}{u} \quad ; \quad \frac{M_0}{M_k} = e \frac{W}{u} \quad e^q \frac{W}{u} = e \frac{W}{u} (1 + q)$$

Можна пропонувати таку розв'язку питання про  $m_1$ , при якій шкідливий вплив присутності мас  $m_1$  усувається майже цілковито. Розв'язка ця така: як і при низькокомплектній системі, конструюється декілька комплектів  $m_1$  щораз меншої величини; за матеріал для конструкції правлять переважно алюміній, кремній, магній; частини, що вимагають особливої вогнетривкості (внутрішня поверхня камери згоряння), виготовляється з відповідних гатунків графіту, карборунду, корунду. Комплекти, які своєю величиною стають зайвими внаслідок щораз меншої маси ракети, не відкидаються, а розбираються і переходять до камери пілота на пере-

\* Запас палива при  $m_1 = 0$  за формулою (6) буде:

$$\mu = \frac{m(n-1)}{1-q(n-1)}$$

Отже, повна вага буде  $\mu + m$ , але тому, що при  $m_1 = 0$   $\mu = m(n-1)$ , то  $\mu + m = mn$ .

Значить, порівнюючи вагу ракети при  $m_1 \neq 0$  із  $m_1 = 0$  маємо:

$$\mu + m + m_1 = \frac{m(n-1)}{1-q(n-1)} + m + m_1;$$

але

$$m_1 = q\mu, \text{ а } \mu = \frac{m(n-1)}{1-q(n-1)},$$

тому маємо:

$$\frac{m(n-1)}{1-q(n-1)} + m + \frac{m(n-1)}{1-q(n-1)}$$

і після перетворення одержуємо:

$$\frac{mn}{1-q(n-1)} \quad \text{або} \quad mn \frac{1}{1-q(n-1)}$$

з другого боку при багатокомплектній системі  $n = n_i^k$ , тому можна написати:

$$mn_i \left[ \frac{1}{1-q(n-1)} \right]^k$$

топлення і розроблення, щоб опісля бути вжитими як хемічні компоненти палива. Така розв'язка є ідеальною, бо при ній як шкідливі маси  $m_1$  залишається тільки останній, найменший комплект, а всі попередні є компонентами палива, що тимчасово виконують функції  $m_1$ . Тому, що розбирання і дальше перетворення предметів  $m_1$  вимагає деякого часу, при такій системі поділ траєкторії ракети на ділянки, обслуговувані незмінними комплектами  $m_1$ , вже не є довільним: перша зміна комплектів не може бути переведена раніше, як ракета osiąгне стан вільного супутника Землі; остання зміна не може бути переведена після того, як ракета під час повороту втратить швидкість до такої міри, що не зможе вже бути вільним супутником Землі. Цими двома змінами найзручніше і обмежитися, тим більше, що вони відповідають поділові траєкторії на три ділянки з приблизно різними  $W$ , для кожної. Для розроблення предметів  $m_1$  в безповітряному просторі і перетворення їх на компоненти палива потрібні будуть деякі додаткові пристрої. А проте, слід докласти всіх зусиль саме для такої розв'язки питання про  $m_1$ , бо вона облегує основну трудність всієї справи, зменшуючи необхідну масу ракети, що її дуже великий розмір лише і є практично трудно переборюваною матеріальною перешкодою до завоювання міжпланетних просторів і тіл сонячної системи, що теоретично не являє будь-яких особливих труднощів.

## РОЗДІЛ VI

### ТИПИ ТРАЄКТОРІЙ І ПОТРІБНІ РАКЕТНІ ШВИДКОСТІ

Приймемо такі означення:

$J_j$  — ділянки траєкторії ракети, на яких вона функціонує, тобто надає собі прискорення;

$W_y$  — “швидкість вильоту” для даного стану ракети — та швидкість, на яку треба збільшити наявну швидкість ракети, щоб вона набрала руху по параболічній орбіті відносно центру Землі;

$W_b$  — “швидкість повороту” для даного стану ракети — та швидкість, що її ракета мала б, коли, продовжуючи летіти по своїй орбіті, досягла земної поверхні (рівня моря);

$W$  — “повна швидкість вильоту” і “наступна швидкість повороту”, що дорівнює  $W_y$ , обчисленої для стану нерухомості

на рівні земної поверхні, яка дорівнює  $W_b$ , обчисленої для стану нерухомости в нескінченному віддаленні від землі, або для ракети, що рухається по параболічній орбіті, що дорівнює "параболічна швидкість"  $=\sqrt{2gR}$ , де  $R$  — радіус землі, а  $g$  прискорення сили тяжіння на землі  $= 11\ 185$  м/сек;

$V$  — швидкість ракети відносно центру Землі (а не земної поверхні) в даний момент;

$r$  — віддаль від ракети в даний момент до центру Землі;

$$\frac{r}{R}$$

Під "польотом" ми будемо розуміти рух ракети до певної точки, безконечно віддаленої від Землі, і поворот її назад, при чому швидкості ракети біля точки призначення і біля земної поверхні мають дорівнювати нулеві. Ми будемо покищо ігнорувати опір атмосфери і присутність у просторі інших тіл, крім Землі. Отже наші висновки з цього параграфу будуть приблизно вірні лише для дільниць траєкторії поза атмосферою відчутної густини, що не наближаються до Місяця, і для траєкторії, розміри яких значні в порівнянні з радіусом земної орбіти.

Легко побачити, що для кожного стану ракети ми матимемо:

$$W_y = \frac{w}{\sqrt{2}} - V \quad \text{і} \quad W_b = \sqrt{V^2 + w^2 \left(1 - \frac{1}{2}\right)} \quad (8)^*$$

Для ракети в стані супутника Землі з круглою орбітою

$$W_y = \sqrt{(\sqrt{2} - 1)} = \frac{W}{\sqrt{2R}} (\sqrt{2} - 1);$$

$$W_b = \sqrt{w^2 - \sqrt{2}} = w \sqrt{1 - \frac{1}{2\sqrt{2}}}$$

\* Формула, яку наводить автор  $W_y = \sqrt{(\sqrt{2} - 1)}$ , може бути одержана при умові, що параболічна швидкість збігається з напрямом кругової швидкості. Під  $V$  треба розуміти  $wkp = \sqrt{gR}$ . В цих умовах  $W_y$  дорівнюватиме наведеній автором швидкості. У випадку, якщо параболічна швидкість не збігається

з напрямом кругової швидкості, то  $W_y = Wkp \sqrt{3 - 2\sqrt{2} \cos \gamma}$

де  $\gamma$  — кут між напрямками параболічної і кругової швидкості. Швидкість повороту  $W_b = \sqrt{W^2 - V^2}$

перетворюється  $W_b = w \sqrt{1 - \frac{1}{2\sqrt{2}}}$

якщо покласти  $\sqrt{2} = \sqrt{gR}$  і  $W = \sqrt{2gR}$  (Прим. ред.)



В тому випадку, коли орбіта не торкається і не перетинає земної орбіти, як, наприклад, всяка кругова орбіта, наше визначення величини  $W_y$  є фіктивним. У подібних випадках під  $W_y$  ми повинні розуміти ту швидкість, що її ракета мала б, якби до живої сили її руху була додана енергія, зумовлена її масою і різницею потенціалів сили земного тяжіння поміж точками її перебування в даний момент і точкою на рівні земної поверхні, незалежно від того, чи може це підсумовування енергій статися в дійсності під час руху ракети по даній її орбіті, чи ні. Нетяжко потім бачити, що  $W_y$  має різні значення для різних віддалених від Землі точок тієї самої орбіти (якщо тільки орбіта не параболічна, для якої  $W_y = 0$ ); навпаки,  $W_y$  має постійне значення для всіх точок тієї самої орбіти. Величини  $W_y$  і  $W_x$  мають для нас таке значення:

1)  $W_y$  взята для перигею (найближчої до центру Землі точки орбіти), є теоретичний мінімум  $W$  (тобто обчислений лише на основі закону збереження енергії), необхідний для того, щоб ракета, яка летить по даній орбіті, набула руху по параболічній орбіті, йдучи по якій ракета може виконати першу половину "польоту" — рух до нескінченно віддаленої точки.

2)  $W_x$  є теоретичний мінімум  $W$ , кінцевий для того, щоб ракета, яка летить по даній орбіті, досягла земної поверхні з нульовою швидкістю і тим завершила другу половину польоту.

Щоб довести перше положення, ми порівнюємо між собою  $W_{y1}$  і  $W_{y2}$ , обчислені для двох точок  $a_1$  і  $a_2$  тієї самої орбіти, в яких різниця між потенціалами сили земного тяжіння дорівнює нескінченно малій  $a$ . Якщо для дальшої з точок — точки  $a_1$  — ми маємо за формулою (8).

$$W_{y1} = w \sqrt{\frac{1}{r}} - \sqrt{v},$$

то для ближчої точки  $a_2$  матимемо:

$$\begin{aligned} \text{але} \quad W_{y2} &= \sqrt{\frac{w^2}{r} + 2a} - \sqrt{v^2 + 2a}; \\ \lim \left( \sqrt{\frac{w^2}{r} + 2a} - \sqrt{v^2 + 2a} \right)_{a \rightarrow 0} &= \\ &= \left( w \sqrt{\frac{1}{r}} - \sqrt{v} \right) - a \left( \frac{1}{v} - \frac{\sqrt{r}}{w} \right) = \\ &= W_{y1} - a \left( \frac{1}{v} - \frac{\sqrt{r}}{w} \right) \end{aligned}$$

**Примітка редактора** першого видання. Тому, що при еліптичних швидкостях

$$V < \frac{w}{\sqrt{r}}$$

то

$$\frac{1}{V} > \frac{\sqrt{r}}{w}$$

і дужка позитивна.

Таким чином абсолютною величиною, яка нас зараз тільки й цікавить,  $W_{y_2} < W_{y_1}$ . Отже,  $W_y$  має мінімум у точці перигею даної орбіти, який і є теоретичним мінімумом ракетної швидкості, кінчної для переходу на параболічну орбіту, що й треба було довести.

Щоб довести друге положення, ми порівняємо між собою  $W_{b_1}$  і  $W_{b_2}$ , що одержуються в двох випадках; в першому ракета, рухаючись певною орбітою, набрала швидкості  $u$  в точці  $a_1$ ; в другому, рухаючись тією самою орбітою з тією самою швидкістю, ракета мала тієї самої величини від'ємне прирощення швидкості в другій точці  $a_2$ , при чому різниця потенціалів сили земного тяжіння поміж точками  $a_1$  і  $a_2$  дорівнює нескінченно малій  $a$ . Якщо в першому випадку ми за формулою (8) будемо мати

$$W_{b_1} = \sqrt{(V - u)^2 + w^2 \left(1 - \frac{1}{r}\right)},$$

то в другому матимемо

$$W_{b_2} = \sqrt{(\sqrt{V^2 + 2a} - u)^2 + w^2 \left(1 - \frac{1}{r}\right)} - 2a;$$

але

$$\lim (W_{b_2})_a \rightarrow 0 = \sqrt{(V - u)^2 + w^2 \left(1 - \frac{1}{r}\right)} - au.$$

$$: V \sqrt{(V - u)^2 + w^2 \left(1 - \frac{1}{r}\right)} = W_{b_1} - \frac{au}{W_{b_1} V}$$

Таким чином  $W_{b_2} < W_{b_1}$ , отже ми матимемо тим меншу  $W_b$ , чим ближче до Землі будуть знаходитися точки, в яких ракета надає собі сповільнення. Мінімум  $W_b$  ми матимемо, надаючи ракеті від'ємних прирощень швидкості на рівні земної поверхні. Щоб ракета завершила політ, ми повинні погасити на рівні земної поверхні всю швидкість, що її ракета матиме і що буде дорівнювати  $W_b$  даної орбіти, що й треба було довести.

Обидва попередні положення можна пояснити так:

Певна витрата наснаги ракети дає їй певне додатне або від'ємне прирощення швидкості незалежно від стану спокую або руху самої ракети, але тому, що енергія ракети відносно Землі — її жива сила — пропорційна до квадрату її швидкості відносно Землі ж таки, то деяке дане прирощення швидкості є більше додатним чи від'ємним прирощенням живої сили, тоді, коли воно відбувається при більшій початковій швидкості ракети; наприклад, прирощення швидкості, що дорівнює 4, прикладене до швидкості, що дорівнює 2, являє собою прирощення живої сили

$$\frac{6^2 - 2^2}{2} = 16,$$

тоді як те саме прирощення сили, що дорівнює 4, прикладене до швидкості, що дорівнює 20, являє собою прирощення живої сили

$$\frac{24^2 - 20^2}{2} = 88,$$

Таким чином, з точки зору енергії ракети відносно Землі, реакція виділення діє на ракету тим сильніше, чим більша швидкість самої ракети. Але швидкість ракети, яка вільно рухається, буде найбільшою в точці найбільшого наближення її до Землі, отже, і діяння реакції в цій точці буде найбільш вигідним як у тих випадках, коли треба надати ракеті достатньої енергії для вильоту з Землі, так і в тих, коли треба позбавити її енергії для спуску на Землю.

Отже, ми бачимо, що  $W$  може досягнути мінімального значення  $2w$  лише при тій обов'язковій умові (але ще недостатній), щоб усі прискорення та сповільнення відбувалися на рівні земної поверхні: а що це річ неможлива,  $W$  буде там меншою, чим ближче до рівня земної поверхні будуть розміщені  $Jj$ . Значить, близькість до земної поверхні всіх дільниць власного прискорення ракети  $Jj$  є **першою вимогою**, яку ми мусимо ставити до траєкторії ракети, щоб уникнути зайвого зростання необхідної ракетної швидкості —  $W$ . Різницю  $W - 2w$  ми назовемо “перевитратою ракетної швидкості” і позначимо через  $L$ . Під  $L_i$  — “перевитратою даної дільниці” — будемо розуміти ту частину всієї перевитрати  $L_i$ , яка стала неминучим наслідком умовин проходження ракетою даної дільниці її траєкторії. В загальному випадку

$$L_i = W_i \pm \left[ V_2 - V_1 + w \left( \sqrt{\frac{1}{r_1}} - \sqrt{\frac{1}{r_2}} \right) \right], \quad (9)$$

де  $V_1, V_2, r_1, r_2$  — дані відповідно для початку і кінця дільниці  $i$ . Горішній знак слід брати при “еліптичних” швидкостях ракети

$$V < w \sqrt{\frac{1}{r}}$$

для першої половини “польоту”; в усіх інших випадках треба брати долішній знак. Якщо різниця потенціалів сили земного тяжіння в кінцях даної дільниці дорівнює нескінченно малій  $a$ , то при польоті без опору середовища матимемо:

$$L_{ig} = \pm a \left( \frac{1}{V} - \frac{\sqrt{\frac{1}{r}}}{w} \right) \quad (10)$$

Горішній знак слід брати при еліптичних швидкостях, долішній — при гіперболічних. Параболічна траєкторія сама собою перевитрати не дає, бо при ній завжди

$$w \sqrt{\frac{1}{r}} = V.$$

Індекс при літері  $L$  означатиме той фізичний фактор, наслідком якого сталася перевитрата. Наприклад, у формулі (10) ми маємо  $L_{ig}$ : перевитрата є наслідком прискорення сили тяжіння; індекс  $s$  означатиме підсумок впливів усіх факторів;  $c$  — вплив опору атмосфери з двома підрозділами  $ch$  і  $cb$ , про які мова буде в розд. VIII. Згідно з викладеним, з усіх форм траєкторій обов'язково дають  $L$  ті, у які входять як елементи — елементи вільних орбіт, що не торкаються і не перетинають земної поверхні, бо при наявності в траєкторії подібного елемента “перша вимога” (див. вище) є явно невикональною. Найбільший  $L$  дає присутність у траєкторії елемента кругової орбіти певного кінцевого радіуса.

**Другою вимогою**, що її ми повинні ставити до траєкторії ракети, щоб досягнути якнайменше  $L$ , є якнайменший кут  $\beta$  поміж напрямками сили реакції і дотичної до траєкторії. Абсолютне значення  $V$  змінюється залежно не від усього власного прискорення ракети  $j_0$ , а лише від його тангенціального складника, що дорівнює  $j_0 \cos \beta$ ; отже, ми одержуємо

$$L_{i\beta} = W_i (1 - \cos \beta). \quad (11)$$

Траєкторію всього польоту ми поділимо умовно на три дільниці.

1)  $T_y$  — “траєкторія відльоту” — дільниця траєкторії, що починається на земній поверхні і закінчується в певній безконечно віддаленій точці;

2)  $T_c$  — “зв'язана траєкторія” — дільниця траєкторії,

що починається в кінці  $Ty$  і закінчується в певній, безконечно віддаленій точці;

3)  $Tb$  — “траєкторія повороту” — діляниця, що починається в кінці  $Tc$  і закінчується в точці на земній поверхні. Відповідно до вказаних означень приймемо і означення  $W_{ул}$ ,  $W_{cb}$ ,  $W_{воз}$ .

**Означимо:**

$\theta$  — кут поміж траєкторією в даній точці і площиною обрїю;

$\beta$  — кут поміж напрямом власного прискорення  $Jo$  і траєкторією в даній її точці;

$\lambda = \theta + \beta$  — кут поміж напрямом  $Jo$  і площиною обрїю.

Кути  $\theta$  і  $\beta$  вважаються додатними, коли дотична до траєкторії скерована вгору від площини обрїю, а  $Jo$  скероване вгору від дотичної до траєкторії.

Сенс нашого подїлу траєкторії такий: у нескінченному віддаленні від Землі сила земного тяжіння мізерна, а опір земної атмосфери відсутній. Внаслідок цього  $Tc$ , оскільки вона знаходиться в нескінченному віддаленні від Землі, може мати довільну форму і при всякій формі її може бути перейдена ракетою із скільки-будь малими  $Jo$ ,  $V$  і  $W_{cb}$ . Практично до  $Tc$  можна прирівняти ділянку траєкторії, що саме знаходиться від Землі на віддалі кількох десятків земних діаметрів.  $W_{cb}$  на практиці визначається у великій мірі кількістю часу, яку ми вважаємо за вигідну призначити для проходження  $Tc$ . Навпаки,  $Ty$  і  $Tb$  знаходяться своїми частинами в межах сфери сильного тяжіння і почасти в межах опірною середовища — атмосфери; тому та чи інша величина  $W$ , а значить і  $L$  цілком залежить від тієї геометричної форми і тих швидкостей, які ми виберемо для  $Ty$  і  $Tc$  в дальшому. Тому, розбираючи різні типи траєкторій, ми матимемо на увазі з них лише ділянки  $Ty$  і  $Tb$ , залишаючи осторонь відносно для нас неважливу  $Tc$ . Тому, що при відсутності опору середовища тотожні формою і абсолютною величиною швидкостей у відповідних точках  $Ty$  і  $Tb$  вимагають для свого виконання рівних прискорень у відповідних точках, то й  $W_y$  і  $W_{воз}$  для цих  $Ty$  і  $Tb$  будуть між собою рівні. Тим то наведені нижче обчислення стосуються однаково до  $Ty$  і  $Tb$ , оскільки вони лежать поза межами атмосфери відчутної густини.

Нетяжко побачити неможливість побудови такої траєкторії, яка одночасно цілком відповідала б обом зазначеним вище вимогам (стор. 36 і 37), щоб досягнути найменшу пере-

витрату швидкості  $J$ . Типом траєкторії, що цілком відповідає “другій вимозі”, є “радіальний”,  $Ty$  і  $Tb$  якого являють собою продовження земних радіусів. Згідно з “першою вимогою”, в радіальній траєкторії ми повинні по змозі скоротити  $Jj$ , надаючи ракеті  $J_0$  якнайбільшої величини, починаючи від точки виходу і безперервно до тієї точки, де ракета матиме вже параболічну швидкість  $V = w\sqrt{\frac{1}{r}}$ ; при повороті з відповідної точки має починатися  $J_0$  — “власне сповільнення” ракети. Припустимо для спрощення, що прискорення сили ваги на всьому протязі  $Jj$  **таке саме**, як і на земній поверхні  $g$ .

$$\text{Означимо: } j_0 + j_p = j \text{ і } \frac{j}{g} = \bar{j},$$

де  $J_0$  — власне прискорення, а  $j_p$  — сповільнення, спричинюване силою опору атмосфери, і  $J$  — векторіяльна сума їх (в даному разі при радіальній траєкторії вона дорівнює альгебрійчній різниці), яку ми будемо називати “механічним прискоренням”, відповідно до чого  $\bar{j}$  — коефіцієнт переваги механічного прискорення над прискоренням сили ваги. При подібних допущеннях і означеннях матимемо з формули (9):

$$Jg = W \left( \sqrt{\frac{\bar{j}}{j-1}} - 1 \right) \quad (12)^*$$

\*) Формула (12) з формули (9) виходить так:

Припускаючи  $j = j_0 + j_p$  і  $g = g_0$ , можна написати

$$\frac{dV}{dt} = j - g \text{ або } \frac{VdV}{dr} = j - g.$$

Тому, що  $V = \frac{dr}{dt}$ , маємо  $\frac{V^2}{2} = jdr - gdr$ .

Інтегруючи при початкових умовах  $V=0$  і  $r=R$ , маємо:

$$\frac{V^2}{2} = jr - jR + gR - gr,$$

але тому, що  $W^2 = 2gR$ ,

то, замінюючи  $V$  через  $W$ , матимемо:

звідси  $jr - jR - gr = 0$ ;

$$r = R \frac{j}{j-g}$$

Але тому, що  $W_i = \sqrt{2gr}$ ,

то, замінюючи тут  $r$  через  $R \frac{j}{j-g}$  маємо

$$W_i = \sqrt{2gR} \sqrt{\frac{j}{j-g}} = W \sqrt{\frac{j}{j-g}}$$

або, спрощуючи при  $\bar{j} \gg 1$

$$Лг = W \frac{1}{2j-1}$$

Ці значення, дещо більші за дійсні при кінцевих значеннях  $\bar{j}$ , ми й приймемо за приблизні значення перевитрати від діяння сили ваги при радіальній траєкторії польоту ракети, приймаючи  $\bar{j} > 5$  (для менших значень  $\bar{j}$  радіальна траєкторія зовсім непридатна).

Типом траєкторії, що відповідає “першій вимозі”, є “тангенціальний” (фіг. 1): від точки виходу  $O$  до точки  $b$  ракета летить рівнобіжно з землею поверхнею по дузі великого кола, поземий рух ракети досягається напрямом  $jo$  під таким кутом  $\beta$  до обрїю і траєкторії, щоб сила  $Mjo \sin \beta$  зрівноважувала собою зайвину сили ваги ракети над її відосередньою силою; до точки  $d_1$  кут  $\beta$  має бути додатний, а

після цієї точки, в якій  $V = W \sqrt{\frac{1}{2}}$ ,  $\beta$  стає від’ємним, бо

Тепер звернемося до формули (9) і визначимо  $Лг$ . Тому, що  $Jo$  надається ракеті безпосередньо при Землі,  $g = g_0$ ,  $V^2$  — швидкість ракети в нескінченності і, значить,  $V_2 = 0$ ;  $V_1$  — швидкість при Землі так само дорівнює нулеві,  $\bar{r}_2 = \infty$ ,  $\bar{r}_1 = 1$ , бо  $r_1 = R$  всилу того, що швидкість надається при Землі. Таким чином із зроблених передумов маємо

$$Лг = W_i - w \text{ але } W_i = w \sqrt{j \cdot g}$$

отже,

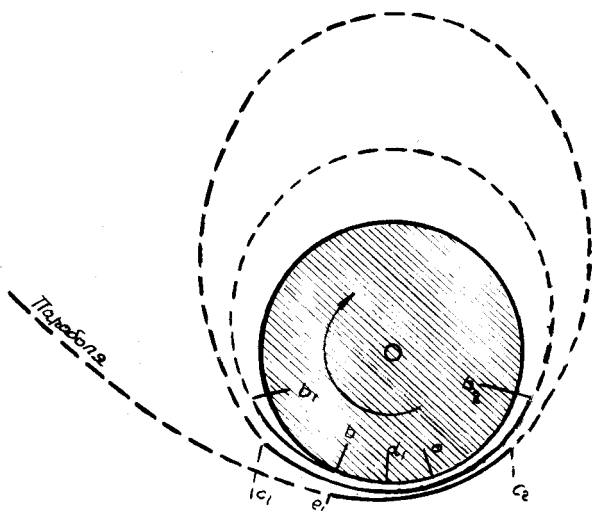
$$W_i - w = W \left( \sqrt{\frac{j}{j-g}} - 1 \right)$$

або, вводячи означення  $\frac{j}{g} = j$ , матимемо:

$$Лг = \left( \sqrt{\frac{j}{j-1}} - 1 \right) w,$$

тобто одержали формулу (12).

Розклад в ряд підкореного виразу при умові  $\bar{j} \gg 1$  приводить до виразу такого вигляду:  $Лг = \frac{1}{2j-1}$ , а не до такого, який наводить Кондратюк, тобто  $Лг = W \frac{1}{2(j-1)}$  (Прим. ред.)



Фіг. 1. Типи траєкторій. Грубими лініями показана  $Ty$ , точкованими — дільниці вільного польоту еліптичними й параболічними орбітами.

відосередня сила вже перевищуватиме силу ваги. Рух по колі триває доти, аж поки необхідний для його підтримування кут  $\beta$ , який щораз збільшується (за абсолютною величиною) із зростом швидкості та відосередньої сили, не досягне такої величини, що  $L_{\beta}$  [формула (II)] стане відчутно шкідливою частиною перевитрати. По досягненні куту  $\beta$  (відповідно до швидкості) такого значення ракета рухається якийсь час при постійному  $\beta$ , вже віддаляючись від земної поверхні з щораз більшим куту  $\Theta$ . Коли в точці  $b_1$  стає практично шкідливою величиною і  $L_{\beta}$  внаслідок зростаючої різниці потенціалів сили ваги поміж точкою знаходження ракети в даний момент і перигеєм тієї орбіти, по якій ракета набула  $b$  руху, якби  $J_0$  було припинене (про вплив цієї різниці на  $W_y$  (див. стор. 34), функціонування ракети припиняється, і від точки  $b_1$  до точки  $b_2$  ракета вільно рухається по еліптичній орбіті. В точці  $b_2$ , симетричній точці  $b_1$  (відносно великої осі еліпсу),  $J_0$  знов відновлюється при  $\beta < 0$ , щоб  $J_j$  перейшов якнайближче до Землі, і продовжується до точки  $c_1$ , що відповідає тій же умові, що й точка  $b_1$ ; за точкою  $c_1$  знову йде вільна еліптична орбіта  $c_1 - c_2$ , потім знову розміщений по-



близу земної орбіти  $J_j = c_2 - c_1$  і т. д., поки ми по проходженні останнього  $J_j$  не матимемо потрібних параболічних швидкості і орбіти. При тангенціальній траєкторії  $L_{g\beta}$ , що буде одержуватися після проходження ракетою точки  $d_1$ , теоретично може бути зроблений скільки-будь малим через достатнє зближення між собою точок  $d$  і  $b_1$ ,  $b$  і  $b_1$ ,  $b_2$  і  $c_1$ ,  $c_2$  і  $c_1$  і т. д., при чому лише буде збільшуватися число проміжних еліпсів і тривалість польоту. Цією частиною  $L_{g\beta}$ , як залежною у значній мірі від нашої волі, ми будемо покищо нехтувати; навпаки,  $L_\beta$ , що одержується до точки  $d_1$ , має повний теоретичний мінімум, що дорівнює приблизно (при  $\bar{j} \gg 1$ )

$$L_\beta = w \frac{1}{6j^2} \quad (13)$$

Це приблизне значення ми й приймаємо для дальшого. Крім меншої більше як у  $3 \bar{j}$  рази перевитрати, тангенціальна траєкторія має ще й ту велику перевагу, що, висилаючи і повертаючи ракету в екваторіяльній площині із заходу на схід, ми, внаслідок обертання Землі довкола своєї осі, досягаємо для всього польоту економію ракетної швидкості  $W$ , що дорівнює подвоєній швидкості руху земної поверхні:  $2 U = 920$  м/сек.

Крім труднощі потрібного при тангенціальній траєкторії точного керування, вона має ще одну недочоту, яка робить застосування її в чистому вигляді при відправленні неможливою. Тут тангенціального типу вимагають точки відправлення поза атмосферою відчутної густини, бо інакше, внаслідок великої довжини дільниць, розміщених на рівні точки виходу і дещо вищим від неї, неймовірно зріс би  $L_c$ , у багато разів перевищивши собою економію  $W$ , що постає від меншої при тангенціальній траєкторії перевитрати  $L_g$  і від утилізації швидкості обертання земної поверхні. Тому практично найвигіднішим типом  $T$  буде не тангенціальний, а певний компромісовий, що починається дугою спіралі, приблизно показаний на обкладинці. Кут  $\theta$  для цієї спіралі має бути тим менший, чим меншою буде можлива величина  $J_0$  (і тому чим більше для нас матиме значення  $L_{g\beta}$ ) і чим меншим буде сповільнення  $J_p$ , спричинюване опором атмосфери. Для цього середнього типу траєкторія  $L_{g\beta}$  матиме значення, середнє між

$$w \frac{1}{2\bar{j} - 1} \quad \text{і} \quad w \frac{1}{6\bar{j}^2}$$

В дальшому ми будемо вважати, що при  $\theta < 30^\circ$  і при  $\bar{j} > 3$ , якщо ракета не користується авіаційними кри-

лами, або при  $\bar{j} > 1$ , якщо ракета нами користується,

$$L_{g\beta} = \frac{w \sin \theta}{3\bar{j}} \quad (14)$$

при обов'язковій умові застосування підтримувальних повернень авіаційного типу, якщо тільки буде  $\bar{j} < 2$ . Щодо  $T_b$  тангенціального типу, то її застосовувати можна в майже чистому вигляді, і вона може дати дуже велику економію  $W$  завдяки корисному для нас під час повороту опорові атмосфері, який допомагатиме гасити швидкість повороту ракети. Про це мова буде далі — в розд. IX.

## РОЗДІЛ VII

### МАКСИМУМ ПРИСКОРЕННЯ

З формул (12), (13), (14) ми бачимо, що  $L$ , а значить і  $W$  і  $n$  зменшуються із збільшенням  $J$  і  $\bar{j}$ ; отже, нам важливо вяснити, яким є максимальне механічне прискорення  $J$ , що його ми можемо надати ракеті. Механічне прискорення — це прискорення, спричинюване **рівнодійною сил, що діють лише на зовнішні частини ракети**, яке й буде відчуватися всередині ракети, тоді як прискорення сили тяжіння, прикладене однаково до всіх частин маси ракети, всередині її виявлятися не буде. Величині  $J$  границю можуть визначити чотири фактори: 1) пристосованість і міцність конструкції ракети; 2) витривалість організму пілота; 3) опір атмосфері, що зростає разом із збільшенням швидкості і може зробити вигіднішим застосування меншого  $J$  до проходження верств атмосфери значної густини, не зважаючи на формули (12), (13) і (14); 4) конструктивні труднощі в побудові достатньо легких і портативних предметів пропорційного пасиву (баки, помпи, форсужки тощо), які мали б достатню продуктивність, щоб надавати ракеті більшого прискорення. Третій фактор може мати істотне значення лише для розмірно невеликої ділянки поблизу земної поверхні — про нього буде мова в розд. VIII. Міцність ракети залежить від того, якою міцною ми захочемо її побудувати. Тому факторами, які можуть поставити горішню границю  $J$  для більшої частини  $T_u$ , є витривалість людського організму, яка найменше здібна піддаватися нашим зусиллям щодо її підвищення, і розміри предметів  $m$ , які ми не можемо зробити легшими й портативнішими понад певну границю, що її визначає сучасна машинобудівна техніка.

Занадто велике  $J$  може бути шкідливим і навіть смертельним для пілота тому, що всі рідини живого організму і насамперед кров звертаються до тих частин тіла, які розміщені супроти напрямку позірної ваги, твореної прискоренням  $J$ . Якби, наприклад, людині заввишки 200 см надали на досить довгий час прискорення  $J=10g$  в напрямі вздовж її тіла від п'ят до голови, в тисненні крові на підшвах і тіменні постала б різниця коло  $j = 10g$ , імовірно, цілком достатня на те, щоб голова зовсім знекровилась, а на ногах потріскалися б кровоносні судини, якщо тільки проти цих явищ не вжити спеціальних заходів. Першою умовою для того, щоб організм якнайлегше переносив механічне прискорення  $J$ , є по змозі менша висота стовпа крові в напрямі його, тобто позема позиція тіла у відношенні до уявної вертикалі, що збігається з напрямом  $J$ . Набрякові долішніх (тобто тих, що лежать проти напрямку  $J$  частин тіла і відпливу крові від горішніх можна перешкодити, протиставивши внутрішній різниці тиснень крові таку саму різницю зовнішніх тиснень збоку рідини, однакової з кров'ю питомої ваги, в яку тіло має бути занурене. Інакше можна перешкодити пересуненню мас крові, вмістивши оголене тіло в гладку, тверду форму, що щільно всюди його облягає. І той і другий спосіб, однаково радикально рятуючи від набряків ( в разі застосування великого прискорення) зовнішні поверхні тіла, не можна застосовувати до внутрішньої поверхні легень. А проте, саме на внутрішній поверхні легень найбільш тендітні кровоносні судини підходять упритул до повітряних проміжків, не відділені від них ніякою скільки-будь міцною тканиною. Тому, що абсолютна густина повітря, яке виповнює легені, незначна супроти густини крові, різниця тиснень поміж горішньою і долішньою поверхнями легень, що дорівнює  $dh_j$ , де  $d$  — абсолютна густина крові, а  $h$  — висота легень у напрямі  $j$ , нічим іззовні, тобто з простору легневих міхурців, зрівноважена не буде. Якщо ця різниця переступить границю опірності капілярних судин і тканини легневих міхурців, то виникне спершу набряк, а потім крововилив з долішньої поверхні легень. Грудна порожнина становить своєю будовою і ще одну особливу перешкоду для розвитку великого прискорення: в ній містяться поруч органи значно відмінної питомої ваги — серце і легені. Під час надавання тілу прискорення важче серце в грудній клітці переміщуватиметься в протилежну сторону, що при певній інтенсивності цього явища може негативно позначитися на діяльності серця і на сусідній лівій легені, яка зазна-

ватиме деформації. Таким чином границя допускального для людського організму прискорення буде поставлена опірністю проти набряку внутрішньої поверхні легень і опірністю проти зміщення прикріплення серця. Тим, у котру сторону серце краще зноситиме напруження — вперед і назад — визначиться, чи бути людині грудьми або спиною до напрямку прискорення. Витривалість легень можна великою мірою піднести, обертаючи тулуб людини довкола його повздовжньої осі, яка буде перепендикулярна до напрямку прискорення. При такому обертанні ми, мабуть, досягнули б того, що кров не встигала б приливати до жадної з частин легень, бо всі вони по черзі мінялися б своїми позиціями супроти напрямку позірної ваги. При такому обертанні тіла серце зазнавало б, однак, вже не однобічного постійного зміщення, а колового, що невідомо як відбивалося б на ньому і на сусідній лівій легені. Всебічне ґрунтовне вивчення витривалости людського організму у відношенні до  $J$  цілком можливо перевести на великій відцентровій машині, найзручнішою і найдешевшою формою якої для даного випадку була б подоба “гігантських кроків” з двома лінвами, на одній з яких містилася б дослідна камера для пілота, а на другій — противага. Деякі вказівки на величину допускального  $J$  ми можемо зачерпнути з досвіду гойдання на “гігантських кроках” і дослідів сучасної авіації. На “гігантських кроках” прискорення досягає незрідка значення  $\bar{j} = 2$  і буває до того ж досить тривалим. Летуни ж під час фігурних польотів витримують короточасні прискорення до  $\bar{j} = 8$ , а досить тривалі — до  $J = 2$ . І в тому, і в другому випадку жадних помітно шкідливих наслідків не виявляється\*). Беручи під увагу, що під час гойдання на “гігантських кроках” і під час польотів на літаку постава людського тіла відносно напрямку  $J$  буває повздовжня, тобто якраз найбільш невигідна, бо розміри легень у напрямі від плечей до миски є найбільшими, ми маємо підстави припускати, що в сприятливих умовах, а саме — передусім при поперечній поставі тіла, людина змогла б перенести протягом 3 хвилин (більше їй не потрібно) без особливої шкоди для себе  $\bar{j} = 5$ . Коли ж виявиться можливим застосувати обертання тіла довкола його повздовжньої осі, то величина допускального  $\bar{j}$  перевищить, можливо, і 10. Відповідні до значення  $\bar{j} = 5$  значення  $L_{g\beta}$  будуть: для радіальної траєкторії  $L_{g\beta} \approx 0,111W$

\* Дослідження останніх років показують, що людина може в позиції лежачи на спині витримувати прискорення далеко вище, як наводить автор. (Прим. ред.)

і для тангенціальної  $Lg \beta \approx 0,007 W$ . Значенню  $Lg \beta = 0,111 W$  при  $2w$ ;  $u=5$ , яке то співвідношення ми й будемо приблизно мати в дійсності, відповідає збільшенню  $n$  в 1,87 раза. Щодо конструктивних можливостей у побудові предметів пропорційного пасиву достатньо портативними при великій продуктивності і для досягнення відповідно великого  $Ja$ , то питання це до відповідних технічних досліджень доводиться залишати відкритим. Імовірно, саме цей конструктивний фактор і поставить практично горішню границю для  $Jo$ .

## РОЗДІЛ VIII

### ДІЯННЯ АТМОСФЕРИ НА РАКЕТУ ПІД ЧАС II ВИПУСКУ

Під час випуску важливим чинником перевитрати ракетної швидкості  $L$  буде опір атмосфери, який, поперше, сам собою обнизить дійсне прискорення  $J$  ракети супроти центру Землі

$$(J = \overline{j_0 + g} + j_p = \overline{j + g})$$

і тим буде зменшувати  $V$  і, подруге, змусить нас надати кутові значення більше від нуля, щоб уникнути занадто великої швидкості в межах атмосфери значної густини і, відповідно, щоб уникнути занадто великого  $Ls$ . Збільшення ж  $\theta$  потягне за собою, згідно з формулою (14) і збільшення  $Lg \beta$ . Крім того, ми можемо бути змушені на певній ділянці на початку  $Ty$  зменшити  $J$  та  $V$ , щоб уникнути катастрофічного перегріву ракети.

Явище опору середовища і нагрівання рухомих поверхень теоретично вивчені дуже мало, а дослідного матеріалу для швидкостей, що визначаються кілометрами на секунду, немає або майже немає. Тим то все, що ми можемо знати заздалегідь про вказані явища, це приблизна їх величина, визначена на підставі спрощених законів залежності опору і нагрівання рухомих поверхень від їх форм, кута нахилу та швидкості руху і від густини, хемічного складу та температури середовища. Про точне обчислення цих явищ тепер не може бути й мови, бо вони обчисленню не піддаються навіть і для швидкостей, при яких можна нехтувати зміною густини середовища поблизу рухомого тіла. За основу наших обчислень візьмемо приблизно вірну формулу:

$$Q = SkV_1^2 \Delta 10^{-4} c, \quad (15)$$

де  $Q$  — сила опору в кг;  $S$  — площа поперечного перерізу тіла в  $m^2$ ;  $k$  — коефіцієнт пропорційності, що дорівнює  $k=0,25$  за експериментальними даними для швидкостей, близьких до швидкості звуку, при яких він має максимум;  $V_1$  — швидкість тіла відносно повітря в см/сек;  $c$  — коефіцієнт, що залежить від форми тіла і дорівнює одиниці для нормально поставленої площини, і  $\Delta = \frac{\rho h}{\rho_0}$  — відношення густини атмосфери в точці знаходження ракети в даний момент до густини її на рівні моря.

Тому, що на протязі всієї цієї праці нам було зручніше оперувати з прискореннями, ніж з силами, що їх викликають, то й в даному випадку ми перейдемо від опору атмосфери до спричинюваного ним сповільнення руху ракети, який ми позначимо через  $j\beta$ . Виразивши дві величини в абсолютних одиницях, підставивши  $k=0,25$  і вівши замість  $S$  поперечне навантаження ракети  $P$ , ми з формули (15) матимемо:

$$j\beta = 2,5 \cdot 10^{-3} \frac{c}{P} V_1^2 \Delta = K_1 V_1^2 \Delta, \quad (16)$$

де

$$K_1 = 2,5 \cdot 10^{-3} \frac{c}{P}; \quad j\beta = (CM/CEK^2); \quad P = (Q) CM^2);$$

$$V_1 = (CM/CEK).$$

**Примітка.** В нашому випадку, нехтуючи вітром  $V_1 = V - U$ , де  $U$  — швидкість обертання земної поверхні.

Як в опорі повітря, так і в нагріванні рухомої поверхні можна відрізнити дві істотно різні частини, що є наслідком різних чинників: 1) опору та нагрівання, зумовлених натиском середовища на поверхні, похилих до їх траєкторії, і 2) опору та нагрівання, зумовлених в'язкістю середовища, що ковзається вздовж рухомих поверхень. Перші два явища є наслідками адіабатичного стиснення повітря перед зверненими вперед поверхнями тіла і адіабатичного розширення повітря за зверненими назад поверхнями. Другі два явища є наслідками внутрішнього тертя в середовищі, що ковзається вздовж поверхні тіла. Для перших двох явищ вживатимемо означення  $ch$  і  $hh$ , для других —  $cb$  і  $hb$ . Формула (16) стосується спеціально до  $ch$ , яке назагал пропорційне до квадрату швидкості і першого ступеня густини, тоді як  $cb$  у тих верствах атмосфери, де середній вільний шлях молекул мізерний супроти розмірів рухомого тіла, пропорційно полугорному ступеневі швидкості руху тіла і квадратному кореневі з густини сере-

довища. А що для тіл, які не мають особливо видовженої форми\*), при швидкостях кілька метрів на секунду і в атмосфері рівня моря, за дослідними даними,  $ch$  виявилось більшим, ніж  $cb$ , то при швидкостях у сотні й тисячі метрів на секунду, які ракета матиме ще в долішніх верствах атмосфери, менше залежне від швидкості  $cb$  стає мізерним супроти  $ch$  (на початку шляху відношення  $\frac{cb}{ch} = KV^{-\frac{1}{2}} Ph^{-\frac{1}{2}}$  буде хутко

спадати). На висотах у декілька десятків кілометрів  $cb$ , менше залежне від густини повітря, ніж  $ch$ , може й стане відносно значною величиною, але на таких висотах внаслідок зовсім малої густини повітря і  $ch$  і  $cb$  будуть уже мізерні своєю абсолютною величиною, не зважаючи навіть на щораз більшу швидкість. Тому головною частиною загального опору  $C_s = ch + cb$  є  $ch$  на протязі перших 30-40 км над рівнем моря. Щоб скласти собі загальне приблизне уявлення про  $c$  і  $J_p$ , ми займемося теоретичним дослідженням одного лише  $ch$ .

Основною умовою будь-яких впливів атмосфери є її густина. Якщо вважати прискорення сили ваги, хемічний склад атмосфери та її температуру однаковими на всіх висотах, то густина її буде убуваючою показовою функцією від висоти, яку ми можемо досить точно в зручній для приблизних обчислень формі виразити так:

$$P_b = P_o 2^{-\frac{h}{5}} \quad (17)$$

**Примітка.** Вважаючи температуру за постійну  $t = 50^\circ$ , яка й спостерігається на висотах від 10 км і вище.

Про склад атмосфери на великих висотах емпіричних точних даних нема, але, згідно з наявними даними, температура і пружність повітря з піднесенням угору не відповідає адіабатичному законіві, а саме: спадають повільніше, як слід було б згідно з цим законом. Цей факт дає вказівку на те, що в атмосфері є межа, понад яку не можуть проникнути висхідні та низхідні течії повітря, що її перемішують. Над цією горішньою межею атмосфери постійного відсоткового

---

\*) **Примітка.** Поперечний перекрій ракети повинен вмістити в себе камеру для пілота, внаслідок чого має певний мінімум коло  $4 m^2$ ; тому формула ракети не може бути особливо видовженою.

складу парціальні густини всіх газів з дальшим рухом угору мають спадати вже не разом, а для кожного газу залежно від його молекулярної ваги. При цьому відсотковий вміст, а за найновішими дослідями — і абсолютна парціальна густина на певних висотах найлегшого із помітних складників атмосфери — гелію мають підвищуватися майже на кожні 5 км висоти. Цей фактор при випуску ракети для нас сприятливий, якщо робити його з допомогою крил, і несприятливий, якщо крилами довгий час користуватися не будемо. В першому випадку ця густина дала крилам оперття (питання ж про перегрів поверхень може стояти гостро лише щодо азото-кисневої атмосфери, про що мова буде далі), а в другому дала б лише зайвий опір рухові ракети, що вже розвинула значну швидкість. Однак, цей опір не можна порівнювати величиною з опором долішніх густих азото-кисневих верств атмосфери.

**Примітка редактора** 1-го вид. Формулу (17) звичайно пишуть

$$\frac{Ph}{Po} = e^{-\frac{h}{7.2}} = 10^{-\frac{h}{16.5}}$$

де  $h$  — висота в кілометрах над рівнем моря, а  $Po$  — густина атмосфери на рівні моря.

Щоб скласти загальне уявлення про перебіг змін  $Jp$  при випуску, припустимо:  $\theta_1^* = const$  і  $J = const$ ,

тоді  $V_1^2 = 2 \cdot 10^5 Jh \frac{1}{\sin \theta_1}$ ;  $V_1$  см/сек;  $J$  см/сек<sup>2</sup>;  $h$  км.

Відношення  $\frac{Ph}{Po} = \Delta$  нам дано в формулі (17). Підставивши з попередньої формули вираз для  $V_1^2$ , і з формули (17) значення  $\Delta$  в формулу (16), матимемо:

$$\begin{aligned} j_p = F(h) &= K_1 2 \cdot 10^5 h J \frac{1}{\sin \theta_1} 2^{-\frac{h}{5}} = (\text{після підставлення } K_1) = \\ &= j_p = 500 \frac{cJ}{P \sin \theta_1} h 2^{-\frac{h}{5}} = K_2 h 2^{-\frac{h}{5}} \end{aligned} \quad (18)$$

де  $K_2 = 500 \frac{cJ}{P \sin \theta_1}$

Ця функція і буде характеризувати  $Jp$  за висотою над рівнем моря, якщо вважати, що точка виходу знаходиться на рівні моря. Графічно вона зображена при  $K_2 = 10$  на фіг. 2; зростаючи від  $O$  при  $h=0$ ,  $Jp$  прибирає максимальні значення



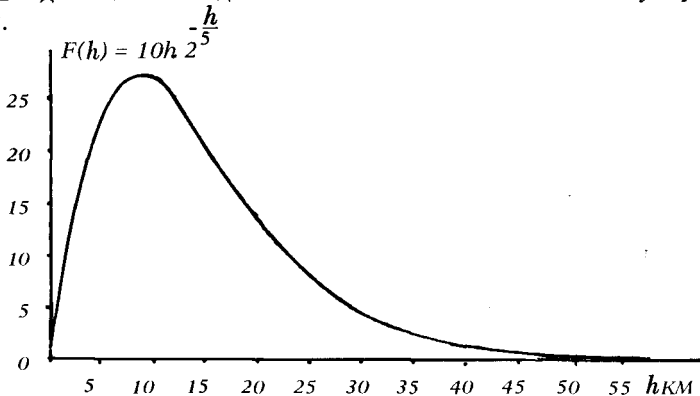
при  $9 > h > 6$  і потім убуває, стаючи своїм характером схожою з функцією  $2^{-\frac{h}{5}}$ . Проінтегрувавши  $F(h)$ , ми матимемо величину від'ємної роботи атмосфери над ракетою в дін-кілометрах на 1 г маси ракети:

$$\int_0^h F(h) dh = K_2 \left[ \frac{25}{(\lg 2)^2} - \frac{5}{\lg 2} 2^{-\frac{h}{5}} \left( h + \frac{5}{\lg 2} \right) \right];$$

$$\int_0^{\infty} F(h) dh = K_2 \left( \frac{5}{\lg 2} \right)^2 \approx 50K_2 (10^5 \text{ ерг. г}^{-1}).$$

**Примітка.** Кут  $\theta_1$  відповідно до швидкості  $V_1$  є кут поміж швидкістю  $V_1$  і площиною обр'ю; при випуску в напрямі вгору і на схід  $\theta_1 > 0$  (Прим. автора).

Замінивши в  $F(h)$  множник  $h$  через  $h - h_0$ , і беручи  $\int_{h_0}^{h_0+h} F(h) dh$ , що відповідало б перенесенню точки випуску на  $h$  км вгору від рівня моря, ми матимемо значення в  $\frac{2h}{5}$  разів менше, отже, від'ємна робота атмосфери, а разом з нею  $\mathcal{L}_{СН}$  пропорційні до густини атмосфери в точці випуску. Цей закон дійсний для всіх траєкторій, що тотожні формою та швидкостями і відмінні лише висотою точки випуску ракети.



Фіг. 2

З цієї (і тільки з цієї) точки зору має значення висота точки випуску. Для Величини ж  $W_y$  висота ця у можливих для нас межах її зміни має порівняно зовсім мале значення; так, на-

приклад, перенесення точки випуску на 10 км угору зменшує  $W_y$  всього лише приблизно на 35 м/сек.

Щоб знайти величину  $L_{CH}$ , ми повинні проінтегрувати  $J_p$  за часом. Підставивши формулу (16)  $Jt$  замість  $V_1$ , виразивши  $\Delta$  через  $h$ , а  $h$  своєю чергою через  $t$  і  $J_0$ , як

$$h = 10^{-5} \cdot \frac{1}{2} j t^2 \sin \theta, \text{ матимемо:}$$

$$\begin{aligned} j_p = F(t) &= 2,5 \cdot 10^{-3} \frac{cJ^2}{P} t^2 2^{-10} j t^2 \sin \theta_1 = \\ &= K_3 t^2 2^{-10} j t^2 \sin \theta_1, \end{aligned} \quad (19)$$

$$\text{де } K_3 = 2,5 \cdot 10^{-3} \frac{cJ^2}{P}$$

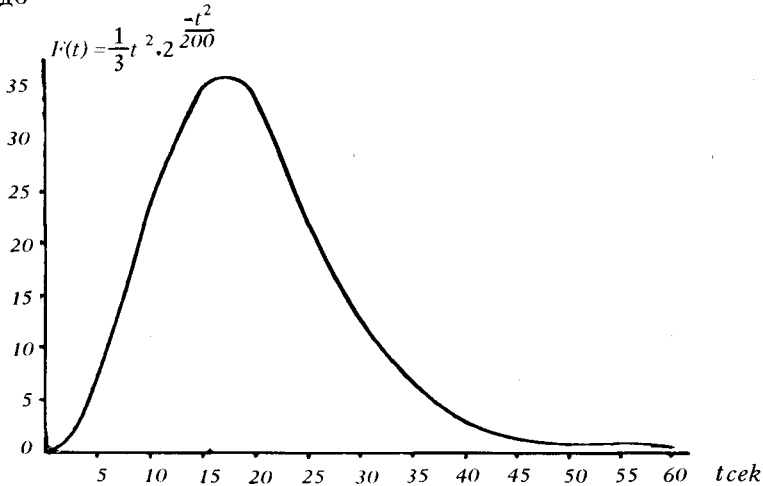
Приймімо тимчасово довільні дані, зручні для обчислення:  $J = 5000$  см/сек і  $\theta_1 = 90^\circ$ . Тоді

$$j_p = 62\,500 \frac{c}{P} t^2 2^{-0,00st^2} = K_4 t^2 2^{-0,00st^2}, \quad (20)$$

де  $K_4 = 62500 \frac{c}{P}$ . Функція  $J_p = F(t)$  при  $K_4 = \frac{1}{3}$  графічно зображена на фіг. 3.

Значення  $\int_0^\infty F(t) dt$  за формулою (20) (або, інакше,

$L_{CH}$  при  $J = 5000$  см/сек<sup>2</sup> і при  $\sin \theta_1 = 1$ ) дорівнює коло 2000  $K_4$ . Нетяжко бачити, що  $L_{CH}$  має бути пропорційне до



Фіг. 3.

$\frac{1}{j^2}$  і  $\sin^{-\frac{3}{2}} \theta_1$ . Отже, для всяких значень  $J$  і  $\theta_1$  ми матимемо:

$$L_{\text{сн}} = 2000K_1 \sqrt{J:5000} \cdot \sin^{-\frac{3}{2}} \Theta_1 = 1.75x \quad (21)$$

$$x 10^6 \frac{c}{p} J^{\frac{1}{2}} \sin^{-\frac{3}{2}} \Theta_1 = Z \sin^{-\frac{3}{2}} \Theta_1,$$

де  $Z = 1.75 \cdot 10^6 \frac{c}{p} J^{\frac{1}{2}} = L_{\text{сн}}$  при  $\Theta_1 = 90^\circ$ .

Найвигіднішим кутом  $\Theta_1$  є такий кут, при якому

$$Lg\beta c = Lg\beta + Lc = \min, \quad (22)$$

**Примітка.**  $L_a$  — перевитрату ракетної швидкості, що залежить від зворотної дії підтримувальних поверхень, похилених під кутом  $a$  до траєкторії, ми сюди не включаємо, бо вона від кута  $\Theta_1$  майже не залежить.

Ми візьмемо для спрощення  $\Theta = \Theta_1$ , тобто знехтуємо обертання Землі довкола її осі. Тоді кут  $\Theta_1$  має відповідати рівнянню:

$$Z \sin^{-\frac{3}{2}} \Theta_1 + w \frac{\sin \Theta_1}{3j} = \min.$$

Звідси знаходимо

$$\sin \Theta_1 \text{ optim} = \left( \frac{9\sqrt{Z}}{2w} \right)^{\frac{2}{5}} \quad (23)$$

Тому, що в дійсності ми не зобов'язані давати  $\Theta_1 = \text{const}$  на протязі всього  $Jj$ , але, з другого боку, не можемо й змінювати його різко, особливо при великих швидкостях; тому, що це вимагало б великого кута  $\beta$  і великого  $L_\beta$ ,  $\sin \Theta_1 \text{ optim}$  за формою (23) має бути лише середньою величиною для ділянки  $Jj$ , що знаходиться в межах атмосфери значної густини. На початку цієї ділянки вигідніше взяти  $\Theta_1 > \Theta_1 \text{ optim}$ , а потім, поступово зменшуючи, перейти на  $\Theta_1 < \Theta_1 \text{ optim}$ , оскільки цього зменшення можна досягнути спільною дією сили ваги і невеликим відхиленням осі ракети від траєкторії (щоб не було великого  $L$ , треба, щоб  $\beta \leq 5-10^\circ$ ). Щоб легше проникати крізь атмосферу і мати якнайменше  $Lc$ , ракета має бути подовгастою і загостреної форми, в напрямі повздовжньої осі, якої тільки й може бути встановлене сопло. Отже, на тій ділянці  $Ty$ , на якій  $Lc$  може досягти значних величин, а саме — починаючи з точки, в якій швидкість ракети  $V_1$  досягне значення кількох сот м/сек, і закінчуючи висотою коло 60 км, повздовжня вісь ракети, а разом з нею і вісь сопла

та напрям реакції, щоб уникнути занадто великого опору атмосфери, мають збігатися з напрямом траєкторії. Тим то нормальний до траєкторії складник реактивної сили, що дорівнює  $j_0 M \sin \beta$  і кут  $\beta$  мають бути близькі до нуля; при цій умові, якщо тільки на ракету не впливатиме будь-яка інша нормальна сила, траєкторія буде викривлятися під впливом нормального складника сил ваги, що дорівнює  $Mg \cos \Theta$ , при чому радіус кривини дорівнюватиме  $p = \frac{V^2}{g \cos \Theta}$ . При

$90^\circ$ , це викривлення траєкторії могло б призвести ракету до швидкостях  $V = 2000$  м/сек і при  $\Theta$ , не занадто близькому до зворотного падіння на Землю раніше, ніж вона встигла б вибратися у верстви атмосфери зовсім малої густини, де можна давати кутові  $\beta$  довільне значення, не створюючи великого опору атмосфери. Силою, що протидіє нормальному складникові сили ваги, може бути тиснення повітря на підтримувальні поверхні, якими ми повинні забезпечити ракету. Це мають бути поверхні із сталі, вкритої тепловою ізоляцією (алюміній, мабуть, не придасться як занадто легкоотопний), витягнені вздовж тіла ракети і з такою площею, щоб навантаження їх дорівнювалось приблизно  $200$  кг/м<sup>2</sup>.

При швидкостях, починаючи від  $V_1 = 100$  м/сек, досить буде невеликого кута атаки\* ( $\sin a < \frac{1}{10}$ ), щоб розвивана підтримувальними поверхнями підймальна сила зрівноважила нормальний складник сили ваги і тим не давала траєкторії ракети викривлятися вниз більше, як ми цього бажаємо. Зворотна дія\*\* поверхень буде при цьому також відносно невеликою, а саме  $-Mg \cos \beta \operatorname{tg} a$ . Вона буде зменшувати поступне прискорення ракети на величину

$$g \cos \Theta \operatorname{tg} a = \frac{j \cos \Theta}{j \operatorname{ctg} a} \quad (24)$$

при чому в міру збільшення швидкості кут  $a$  можна буде зменшувати (до входу ракети в розріджені верстви). Рахуючи  $a = \text{const}$  і  $\sin \Theta \ll 1$  ( $La$  може мати істотне значення тільки при малих нахилах траєкторії, тобто при тривалому

---

\* Кутом атаки  $a$  ми будемо називати кут між підтримувальними поверхнями і траєкторією ракети.

\*\* Примітка. "Зворотною дією" поверхень ми будемо називати проєкцією сили тиснення повітря на траєкторію ракети.

польоті в атмосфері), ми матимемо приблизно

$$La = \frac{w}{3j} \frac{\operatorname{tg} \alpha^{***}}{\cos \Theta} \quad (24a)$$

при умові, що (позірна) вага ракети паралізувалась увесь час тільки діянням підтримувальних поверхень. Підтримувальні поверхні побажані для початкового розвинення швидкості, якщо ми маємо  $2 \leq j_0 < 3$ , необхідними, при  $j_0 < 2$ , бо при  $j_0 = 2$  навіть для чисто тангенціального польоту  $L_p$  становить коло 600 м/сек, а при  $j_0 = 1$   $L_p$  перетворилась би у нескінченність, якби ми вазі ракети протиставили тільки реактивну силу. А проте, дуже можливо, що виявиться конструктивно тяжким дати початкове значення  $j_0 \geq 2$ ; отже, в такому випадку тривале застосування крил конечно. Сприятливою обставиною для нас у даному разі є те, що відношення  $\frac{j_0}{gk}$ , де  $gk$  — прискорення позірної ваги ракети (ваги її мінус відосередня сила) безперервно й доволі швидко зростатиме, з одного боку, внаслідок спадання  $gk$  в міру збільшення відосередньої сили, а з другого — внаслідок можливого збільшення  $j_0$  в міру того, як зменшуватиметься маса ракети. Тому, що деякий час після випуску функціонуватиме один і той самий початковий комплект  $m_1$ , підтримуючи його абсолютну продуктивність на одному рівні, ми зможемо досягнути щораз більшу відносну витрату  $\frac{dM}{Mdt}$  і відповідно зростаюче  $j_0$ . Так, наприклад, в момент, коли ракета розвине швидкість  $V = 5000$  м/сек ( $V_1 \approx 4500$  м/сек), прискорення позірної ваги її спаде у  $\frac{8}{5}$  рази, а маса приблизно в  $\frac{5}{2}$  рази і, таким чином, при незмінній силі реакції  $j_0$  зростає відносно  $gk$  в 4 рази. Це дуже скорочує реченець потреби користуватись крилами, бо вони тим потрібніші, чим ближче  $\frac{j_0}{gk}$  до одиниці, а при  $\frac{j_0}{gk} > 2$  без них можна вже вільно й обійтися, паралізуючи вагу ракети вертикальною складовою силою реакції.

\*\*\* Примітка. У цій формулі, як і в формулах (13) і (14), множник 3 в знаменнику зумовлений ось чим: 1) перевитрата відбувається на протязі розвинення ракетою лише перших 8000 м/сек її швидкості, бо після розвинення цієї швидкості ракета стає вільним тілом, і 2) в міру розвинення швидкості 0 до 8000 м/сек всі опори спадають до нуля, бо вони безпосередньо зв'язані з позірною вагою ракети, а остання перетворюється на 0 при  $V = 7909$  м/сек на рівні моря при поземому напрямі  $V$ .

Теоретичне дослідження проблеми застосування крил для швидкостей  $V_i < 1000$  м/сек утруднене до відповідних експериментів і досліджень як законів опору та нагрівання рухомих тіл при великих швидкостях, так і складу атмосфери на висотах у декілька десятків кілометрів. Якби ми взяли дані сучасної авіації, то мали б дуже сприятливі перспективи застосування крил. Але, імовірно, при швидкостях, які пересягають у декілька разів швидкість звуку, функція опору від кута атаки наближається до ньютонівської формули  $\frac{F}{s} = K \sin^2 \alpha$ , отже підймальна сила підтримувальних поверхень буде в декілька разів менша, як за вживаними в авіації формулами, при чому сильно спадає і їхня авіаційна якість. Внаслідок зменшення коефіцієнту підймальної сили при великих швидкостях ракети з допомогою крил їй не вдалося перше, як набрати швидкість близько 7000 м/сек (коли вже починає сильно спадати позірна вага), вибратися з розмірно густих верств атмосфери. Отже, треба окремо розглянути питання про додатковий опір в'язкості атмосфери  $cb$  і нагрівання як лобових частин ракети внаслідок адіабатичного стиснення повітря перед ними, так і похилих поверхень внаслідок роботи сили в'язкості. Тим то, залишаючи покищо відкритим питання про можливі межі застосування польоту на крилах, будемо вважати, що ракета матиме в момент, коли досягне швидкість у  $V_i = 4500$  м/сек, відношення  $\frac{I_0}{gk} > 2$ .

В самому початку, коли ракета розвиває швидкість до 100 м/сек, ми повинні дати  $\beta > 0$ , якщо матимемо  $\bar{j} > 2$ , а в протилежному разі початковий розгін ракети перевести будь-яким механічним способом. В першому випадку вісь ракети далеко не збіглася б дотичною до траєкторії, але при малих швидкостях деяке відхилення ще не спричинить занадто великого сповільнення опору атмосфери.

Найвигіднішою швидкістю ракети в даній точці її траєкторії, тобто при даних  $\Theta$  і  $h$ , є така швидкість, коли досягається мінімум  $L_s$  для найближчого до цієї точки елемента траєкторії. Отже, ми маємо рівняння

$$L_s = L_g + L_c + L_a = \min, \quad (25)$$

при чому в функціях  $L_g, L_c, L_a$  нам треба прийняти за змінну швидкість  $V_i$ , рахуючи  $\Theta = \text{const}$ .

**Примітка.** Такі обчислення, як і само поняття про най-вигіднішу швидкість, можна застосовувати лише остільки, оскільки ми маємо  $\Theta > a$ , тобто оскільки зворотна дія сили ваги в даній точці траєкторії (проекція ваги на траєкторію) більша від зворотної дії підтримувальних поверхень (див. примітку до стор. 55), бо при куті  $\Theta$ , малому в порівнянні з кутом атаки  $a$ , висота знаходження ракети в даний момент безпосередньо залежить від її швидкості в даний таки момент і навпаки, а кут піднесення  $\Theta$  визначається ходом зростання швидкості  $i$ , таким чином, питання про вибір най-вигіднішої швидкості при даних висоті і куті піднесення відповідає.

Згідно з формулою (10), (26)

$$L_{ig} = ig \sin \Theta \frac{1}{r^2 V} - ig \sin \Theta \frac{1}{\omega r \sqrt{\tau}}$$

(бо  $a$  в формулі (10) дорівнюватиме  $a = ig \sin \Theta \frac{1}{r^2}$ ).

Питання про найвигіднішу швидкість має практичне значення лише для дільниці поблизу земної поверхні в середовищі густої атмосфери, а тому ми з малою похибкою приймаємо  $\tau = 1$ .

Згідно з формулою (16),  $L_{ic} = tj_p = \frac{i}{V} K_1 V_1^2 \Delta$ ; підставивши сюди значення  $V_1^2 = V^2 + U^2 + 2VU \cos \Theta$ , матимемо:

$$L_{ic} = iVK_1 \Delta + i \frac{U^2}{V} K_1 \Delta + 2iUK_1 \Delta \cos \Theta \quad (27)$$

Згідно з формулою (24) маємо:

$$L_{ia} = \frac{i}{V} g \cos \Theta \operatorname{tg} a \quad (28)$$

Третій член формули (27), так само, як і другий член формули (26), не має в собі  $V$ , отже, вони є в даному випадку постійними. Підставивши в формулу (25) значення  $L_{ig}$ ,  $L_{ic}$  і  $L_{ia}$  з виключенням постійних членів, одержуємо:

$$\frac{i}{V} g \sin \Theta + \frac{i}{V} U^2 K_1 \Delta + \frac{i}{V} g \cos \Theta \operatorname{tg} a + iVK_1 \Delta = \operatorname{minim.}$$

Розв'язуючи це рівняння і підставляючи значення  $\Delta$  за формулою (17) і значення  $K_1$  з формули (16), маємо:

$$V \operatorname{optim} = \sqrt{2^{\frac{h}{5}} \cdot 400 \cdot P g \frac{1}{c} (\sin \Theta + \cos \Theta \operatorname{tg} a) + U^2} \quad (29)$$

$V_{\text{optim}}$  — це такі значення швидкості, яке не повинне бути перевищене під час польоту, в кожному разі не повинне бути перевищене на значну величину. Якби виявилось, що при вибраних нами  $J$  і  $\Theta$  на певній дільниці і швидкість ракети була б значно більшою, як найвигідніше її значення при даних  $h$  і  $\Theta$ , то слід було б на початку цієї дільниці дещо зменшити  $J$ , поки ракета не досягне більших висот, на яких стає більшою і  $V_{\text{optim}}$  [формула (29)]. Підставивши значення  $Z$  з формули (21) в формулу (23) і нехтуючи різницею між  $j_0$  і  $J$  (ми можемо робити без особливо великої похибки, бо політ взагалі можливий практично лише тоді, коли між  $j_0$  і  $J$  різниця не дуже велика, тобто  $\Theta$  не дуже великий  $L_s$ ), матимемо:

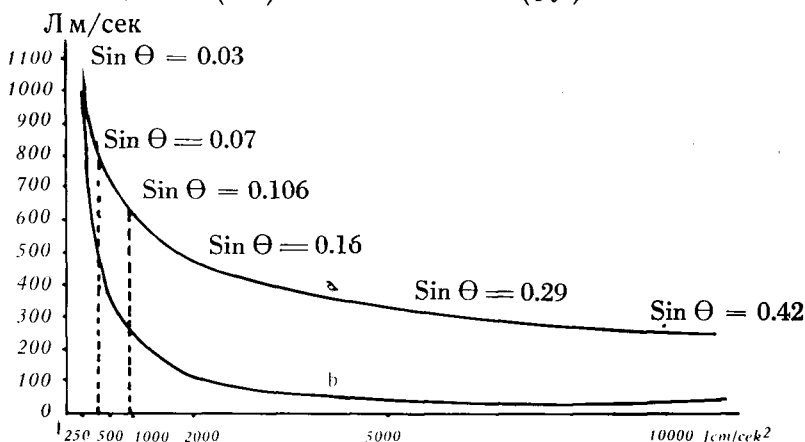
$$\sin \Theta_{\text{optim}} = 0,14 \left( \frac{c}{P} \right)^{\frac{2}{5}} j^{\frac{2}{5}} \quad (30)$$

Підставивши цей вираз для  $\sin \theta$  в формулу (21), маємо:

$$\begin{aligned} L_{\text{CH}} &= 1,75 \cdot 10^6 \frac{c}{P} j^{\frac{1}{2}} \left[ 0,14 \left( \frac{c}{P} \right)^{\frac{2}{5}} j^{\frac{3}{5}} \right]^{\frac{3}{2}} = \\ &= 34 \cdot 10^6 \left( \frac{c}{Pj} \right)^{\frac{2}{5}}. \end{aligned} \quad (31)$$

Підставивши значення  $\sin \Theta$  з формули (30) в формулу (14) і знов нехтуючи різницею між  $j_0$  і  $J$ , матимемо:

$$L_{g\beta} = \frac{w}{3J} 0,14 \left( \frac{c}{P} \right)^{\frac{2}{5}} J^{\frac{3}{5}} \cdot 981 = 5 \cdot 10^7 \left( \frac{c}{PJ} \right)^{\frac{2}{5}}. \quad (32)$$



Фіг. 4.  $a = L_{g\beta c} = 84 \cdot 10^6 \left( \frac{1}{62500J} \right)^{\frac{2}{5}}$ ;



$$b = La = \frac{1120000 \operatorname{tga}}{3J} ;$$

$$L = \text{м/сек}; J = \text{см/сек}^2; \operatorname{tga} = 0,1.$$

Склавши рівняння (31) і (32), одержимо  $L_{g\beta c}$  у функції від прискорення і при умові, що ракета йде по траєкторії з кутом піднесення  $\Theta = \arcsin(\sin \Theta_{opt}) = \text{const}$  і при  $J = \text{const}$

$$L_{g\beta c} = 84 \cdot 10^6 \left( \frac{c}{PJ} \right)^{\frac{2}{5}} \quad (33)$$

На фіг. 4 подається графік цієї функції [формула (33)] при  $\frac{c}{P} = \frac{1}{62500}$  ( $c = 0,04$ ,  $P = 2500$ ; ці значення є приблизно ймовірними даними. В цьому ж графіку дано і функцію

$$La = F(J) = \frac{w}{3J} \frac{\operatorname{tga}}{\cos \theta} \quad [\text{формула (24a)}],$$

при чому в останній ми нехтуємо дільником  $\cos \Theta$  (який при тривалому користуванні крилами обов'язково буде дуже близький до одиниці) і, як і в попередніх формулах, вважаємо  $j = j_0$ .

Величини  $L_{g\beta c}$  за формулою (33) і  $La$  за формулою (24a) сумувати одну з одною не можна, бо припущення, що лежать в основі виведення цих формул, взаємно виключаються. Якщо маємо тривале користування крилами  $La$ , кінцеве внаслідок малого  $j_0$  (див. стор. 54), то не може бути  $\Theta = \text{const}$ ; якщо ж є велике і відповідно не дуже малий

$\Theta = \text{const}$ , то користування крилами нетривале і не може бути  $a = \text{const}$ . В першому випадку нам слід орієнтуватися більше за формулою (24a), а в другому — за формулою (33); границею є прискорення  $j \approx 1$ .

В цьому розділі ми допустили цілий ряд спрощень (при цьому все в сторону збільшення опорів; зокрема, прирівнявши  $\Theta$  до більшого, ніж він, кута  $\Theta_1$ , ми збільшили розрахункову втрату швидкості  $L_{g\beta}$ , а взявши максимальне значення коефіцієнта  $K$  в формулі (15), ми збільшили розрахункову втрату швидкості  $L_{CH}$ ), а в формулу (33) (див. фіг. 4) ввели, хоч і більш-менш імовірні, але все ж довільні дані ( $c = 0,04$ ;  $P = 2500$ ) і в формулі (24) ( $a = 0,1$ ) також. Беручи під увагу це, а також і те, що при відльоті з кутом

$\Theta_1 < 30^\circ$  (судячи з усього  $\Theta_1$  більше як  $30^\circ$  не буде ні в якому разі), економія  $W_{ул}$  від утилізації швидкості обер-

тання Землі довкола її осі становитиме коло 450 м/сек. Обережним висновком з обчислень цього розділу можна вважати таке: необхідна з урахуванням всіх опорів ракета швидкість  $W_{ул}$  не перевищить 1200 м/сек, а, ймовірно, буде трохи меншою.

Щодо нагрівання поверхень ракети, то, очевидно, питання про це при відправленні не стоятиме гостро, що ми висновуємо з таких міркувань.

Прийmemo:

$$P_v = 0,02 p V^2 \quad (34) \quad \left\{ \begin{array}{l} P_v \text{ — тиснення в атмосфері на площині, що рухається в перпендикулярному до неї напрямі із швидкістю } V \text{ м/сек;} \\ p \text{ — густина атмосфери в } \text{г/см}^3; \\ V \text{ — швидкість в м/сек;} \\ 0,02 \text{ — коефіцієнт опору для найбільших із досліджених швидкостей;} \end{array} \right.$$

$$P_o = 80 \frac{p T}{m} \quad (35) \quad \left\{ \begin{array}{l} P_o \text{ — пружність атмосфери в } \text{ат}; \\ T \text{ — абсолютна температура;} \\ p \text{ — див. формулу (34);} \\ m \text{ — молекулярна вага (середня) газів, що складають атмосферу.} \end{array} \right.$$

$$\frac{T}{T_1} = \left( \frac{P}{P_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad (36) \quad \text{Формула адіябатичного стиснення, де } k=1,41.$$

Розглядаючи нагрівання як вислід адіябатичного стиснення, матимемо для швидкостей  $V > 700$  м/сек, при яких  $P_v \gg P_o$

**Примітка.** У киснево-азотній атмосфері; для інших газів долішня границя застосування такої формули пропорційна до їх молекулярної швидкості.

$$T_i = 0,09 T^{\frac{1}{k}} V^{\frac{2(k-1)}{k}} m^{\frac{k-1}{k}} = 0,09 T^{0,71} V^{0,582} m^{0,291}. \quad (37)$$

За цією формулою при  $m=29,3$  складено графік (фіг. 5). Формула дає темп. повітря перед поверхнею, нормальною до траєкторії; така температура буде тільки перед лобовими частинами ракети — носом і передньою крайкою крил, а біля поверхень похилих до тиснення і відповідно температура буде нижча. Якщо ми лобові частини убезпечимо вогнетривким матеріалом, то всі інші зовнішні поверхні ракети, якщо вони будуть виготовлені зі сталі, мають витримувати швидкості до 4500 м/сек навіть і без надання їм особливої вогнетрив-

кости. Обчислення температури швидкорухомих тіл даємо ми далі в розд. IX. Тут застосуємо другий спосіб обчислення — за формулою (37), але з урахуванням тієї сприятливої обставини, що ми в даному випадку беремо поверхні не нормальні траєкторії, а з невеликим кутом атаки, внаслідок чого стиснення повітря перед ними, а значить і їх температура, будуть значно нижчі. Коли ракета набере швидкості 4500 м/сек, вона буде знаходитися уже в розріджених верствах атмосфери, і, крім того (див. стор. 54), відпадає вже потреба в крилах.

Не менше сприятливі дані матимемо, якщо станемо виходити з того факту, що начинені гримучою ртуттю розривні кулі самовільно в повітрі не розриваються, маючи початкову швидкість до 700 м/сек і будучи такими малими, що за час польоту вони цілком устигли б прогрітися. Температура вибухання гримучої ртуті  $185^{\circ}\text{C}$ , отже можна припускати, що кулі в кожному разі не нагріваються більше, як на  $150^{\circ}$  понад температуру повітря. Припустимо, що абсолютна температура поверхень рухомого тіла пропорційна до певного степеня ( $x$ ) середньої (квадратичної) швидкості молекул газового середовища відносно цього тіла. Тоді, знаючи, що пересічна швидкість молекул повітря при  $0^{\circ}\text{C} = 460$  м/сек, визначаємо пересічну швидкість тих самих молекул відносно кулі, що летить із швидкістю 700 м/сек:

Складаємо рівняння:  $V = \sqrt{460^2 + 700^2} = 837$  МСЕК.

$$\left(\frac{837}{460}\right)^x = \frac{T_1}{T}$$

Підставляючи  $T = 300^{\circ}$  і  $T_1 > 450^{\circ}$ , маємо  $x > T$ . Таким чином одержуємо формулу:

$$T_1 < T \left( \frac{u^2 + v^2}{u^2} \right)$$

**Примітка.**  $u$  — середня швидкість молекул, а  $v$  — швидкість рухомого тіла.

За цією формулою при  $V = 4500$  м/сек ми матимемо для  $T = 220^{\circ} = -53^{\circ}\text{C}$ ,  $T_1 < 800^{\circ}\text{C}$ .

## РОЗДІЛ ІХ

### ГАШЕННЯ ШВИДКОСТІ ПОВОРОТУ ОПОРОМ АТМОСФЕРИ

Повертаючись на Землю, нам доведеться зменшити швидкість ракети до нуля — опір атмосфери, отже, весь час діятиме на нашу користь, і наше завдання лише якнайкраще його використати і не дати ракеті згоріти від руху в атмосфері при швидкостях у кілька км/сек. Опором атмосфери можна скористати подвійно: 1) можна погашати опором атмосфери всю швидкість повороту

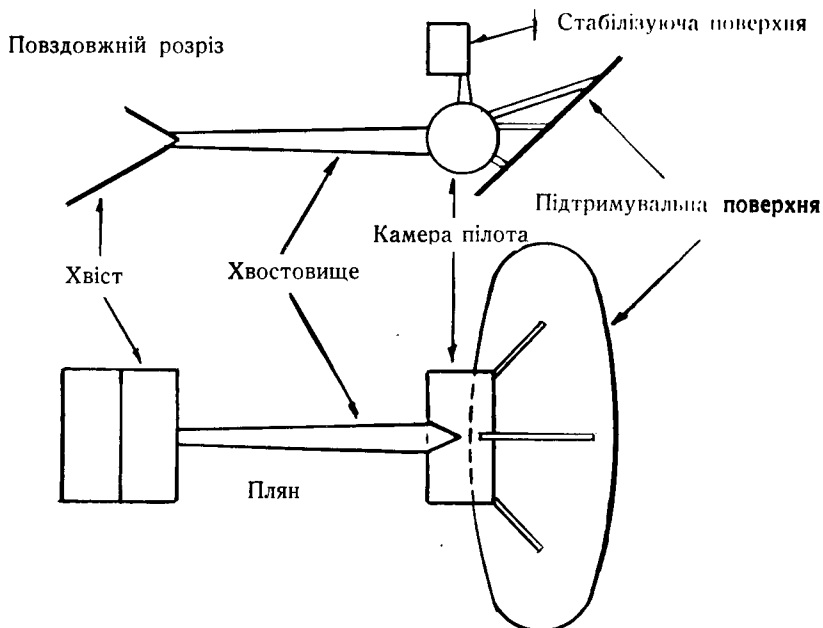
$$Wb = 11\,185 \text{ М/СЕК}$$

або ж 2) тільки “колову швидкість”, тобто останні

$$7909 \text{ М/СЕК} + a = \frac{w}{\sqrt{2}} + a,$$

де  $a$  за відсутністю вірогідних відомостей про горішні верстви атмосфери тепер точно не означена величина в кілька десятків м/сек; останнє технічно дещо простіше; спершу ми й розглянемо погашення останніх 7909 м/сек +  $a$ . За вихідне візьмемо таке положення: ракета рухається параболічною або витягнуною еліптичною орбітою, вершок якої лежить на віддалі 400-600 км від земної поверхні залежно від того, як точно ми зуміємо скерувати політ ракети: ми мусимо бути цілком гарантовані не лише від падіння ракети на земну поверхню, але й від заривання її у відчутні верстви атмосфери. Дальше перетворення траєкторії переводиться стосовно до тангенціального типу її — лише в зворотному порядку, як то показано на фіг. 1. Щоразу на дільниці найбільшого наближення ракета сповільнює свій рух, зменшуючи тим ексцентриситет орбіти і залишаючи приблизно на місці її точку найбільшого наближення. Коли ексцентриситет зменшиться до такої міри, що вже буде випадати з-під уваги пілота, ракета й далі надаватиме собі невеликих сповільнень на довільних дільницях своєї майже колової орбіти. Кожне сповільнення має бути таким малим, щоб ексцентриситет був ледве помітний; після кожного сповільнення орбіта знов перевіряється (час обертання довкола Землі  $1\frac{1}{2}$  години) і, в разі виявлення скільки-будь помітного ексцентриситету, цей останній виправляється невеликим сповільненням на дільниці найбільшого наближення. Таким чином орбіта ракети увесь час звужува-

тиметься, при чому весь час підтримується її колова форма в межах можливої точности спостережень. Це звуження триває доти, поки орбіта не опиниться у верствах атмосфери такої густини, що  $j_p$  досягне величини хоча б  $0,1 \text{ см/сек}^2$ . Від цього моменту функціонування ракети, як такої, припиняється і всі предмети пропорційного пасиву відкидаються. Конструкція ракети на цей час повинна мати таку схему



Фіг. 6. Схема приладу гасити швидкість повороту опором атмосфери

(фіг. 6): 1) камера пілота; 2) підтримувальна поверхня еліптичної форми, про конструкцію якої мова буде далі; велика вісь еліпсу має бути перпендикулярною до траєкторії, а мала — похилою під кутом  $\alpha$  (коло  $40^\circ$ ), що дає найбільшу підіймальну силу; 3) довге хвостовище, що відходить від камери пілота назад під кутом  $\alpha$  до малої півосі еліпсу підтримувальної поверхні; на кінці — хвіст у вигляді двох плоских поверхонь, що становлять двогранний кут коло  $60^\circ$ , ребро якого паралельне до великої осі еліпсу, підтримувальної поверхні, а бісектор паралельний до траєкторії; 4) поверх-

ня, що автоматично підтримує бічну стійкість у вигляді кута, подібного до хвоста, але з меншим розхилом (коло  $45^\circ$ ), розміщеного над камерою пілота і з ребром, перпендикулярним до траєкторії і ребра хвоста. Ця поверхня автоматично підтримує бічну рівновагу ракети, обертаючись направо й наліво довкола свого ребра, і керується гіроскопом, що знаходиться в камері пілота. Вісь гіроскопа заздалегідь встановлюється паралельно до осі обертання Землі. Осягнути бічну рівновагу ракети при дуже великих швидкостях у розріджених верствах атмосфери чисто аеродинамічним шляхом, мабуть, не вдасться, а тому потрібний якийсь автоматично керований пристрій на зразок вказаного вище.

Всі зазначені зовнішні частини треба взяти на ракету при відльоті у розібраному вигляді і потім скласти до того моменту, як орбіта пройде хоча б своєю найближчою до Землі частиною крізь атмосферу відчутної густини. Подібний до ширяка (плянера) описаної конструкції прилад (від плянера він відрізняється найбільше дуже великим кутом атаки, будовою хвоста і пристроєм для бічної стабілізації) матиме властивість завжди триматися у верствах атмосфери такої густини, що при даній його швидкості вертикальний складник тиснення повітря на підтримувальну поверхню дорівнюватиме позірній вазі приладу, тобто зайвині його ваги над розвиваю ним відосередньою силою, що становить:

$$K = gM \left( 1 - \frac{2V^2}{w^2} \right). \quad (38)$$

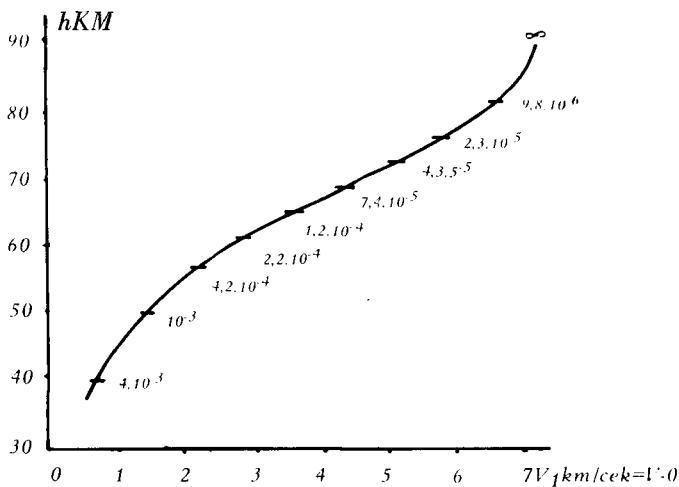
**Примітка.** Ми припускаємо поземий рух по дузі великого кола.

У міру того, як швидкість ракети зменшуватиметься внаслідок сповільнювальної дії атмосфери, вона буде спускатися в густіші верстви атмосфери і цим буде підтримуватися рівність між позірною вагою ракети і підйнятною силою, що її розвиває підтримувальна поверхня. Якщо ми припустимо, що поворот ракети відбувається в екваторіяльній площині в напрямі на схід ( $V_1 = V - U$ ), що навантага підтримувальної поверхні дорівнює  $\text{кг/м}^2$ , то згідно з формулами (15) і (38) будемо мати:

$$p \left( 1 - \frac{2V^2}{w^2} \right) = K (V - U)^2 \Delta C_a, \quad (39)$$

де  $C_a$  — функція кута нахилу підтримувальної поверхні. Ліва частина цього рівняння являє собою позірну вагу ракети, що припадає на  $1 \text{ м}^2$  підтримувальної поверхні, а права — верти-

кальний складник опору атмосфери, тобто підймальну силу так само  $1 \text{ м}^3$ . За цим рівнянням при  $\rho = 200 \text{ кг/м}^3$ ,  $\alpha = 0,7$  ( $\alpha = 40^\circ$ ) і  $K = 0,1$  (беремо менше з експериментально знайдених значень  $K$  як менш вигідне з огляду на відсутність даних про такі великі швидкості) і укладено графік (фіг. 7), що являє зображення функції  $h = F(V_1)$  за формулою (39) і (17). Цифри на кривій означають відношення  $\Delta = \frac{Ph}{P_0}$ , що відповідає значенням  $V_1$ , нанесеним на поземній осі.



Фіг. 7. Цифри на кривій означають відношення  $\Delta = \frac{Ph}{P_0}$ , що відповідають значенням  $V_1$ , нанесеним на поземній осі;  $h$  обчислено за значеннями  $\Delta$  згідно з формулою (17).

Частина кривої для  $V_1 < 1000 \text{ м/сек}$  не нанесено, бо з причин, про які мова буде далі, вона не має для нас особливого значення. Погашення швидкості повороту опором атмосфери можливе остільки, оскільки ракета не згорить у повітрі подібно до метеора при тих  $V$  і  $h$ , які матимуть місце під час спуску згідно з формулою (39). Розвинемо цю умову: оскільки кількість теплоти, відданої (головно через випромінювання) підтримувальною поверхнею ракети при вищій з температур, яку вона здібна перенести, не буде меншою від тієї кількості тепла, що його вона одержуватиме від розжарених перед нею внаслідок адіабатичного стиснення об'ємів повітря при різних комбінаціях  $V$  і  $h$ , що відповідають формулі (39). Ми не

можемо скласти собі точного уявлення про вказані явища за відсутністю точних знань про явища в пружному середовищі поблизу тіла, яке рухається, і про випромінювальну здібність газів при температурах у кілька тисяч ступенів. Тому, що інтенсивність випромінювання зростає пропорційно до 4-го ступеня абсолютної температури, поверхні ракети, що підпадають діянню атмосфери, а саме — передусім підтримувальна її поверхня, повинні мати максимальну вогнетривкість, яку слід досягнути хоча б із збільшенням ваги їх квадратного метра  $i$ , значить, із зменшенням площі підтримувальної поверхні і збільшенням навантаги її квадратного метра  $p$ . Найбільш раціональною конструкцією підтримувальної хвостової і стабілізаційної поверхень є така: металева снасть, щільно вкрита дахівкою з якоїнебудь речовини максимальної вогнетривкості, як, наприклад, графіт, реторний вугіль, вапняк, порцеляна. Дахівка має лежати збоку поверхень, звернених уперед, і захищати собою металеву снасть. Частини снасті, що безпосередньо стикаються з дахівкою, мають бути виготовлені з одного із найбільш туготопних металів, а основа її може бути з рурчастої сталі, охолоджуваної зсередини водою або водяною парою і захищеної від випромінювання затильної сторони дахівки облицюванням з порцеляни. Небезпеки значного обгоряння дахівки, що має в собі вуглець, очевидно, немає, бо при швидкості ракети в кілька км/сек безпосередньо стикається з її поверхнею встигатимуть молекули лише з дуже тонкого прилеглого до неї шару повітря. Все таки кількість повітря, яка лежатиме в описуваному контуром ракети об'ємі під час сповільнення від  $V_1=7000$  м/сек і до  $V_2=2000$  м/сек (небезпечний проміжок), лише в кілька разів перевищуватиме масу ракети. До того ж дуже ймовірно, що на висотах  $100 > h > 50$  км атмосфера дуже бідна на кисень, молекулярна вага якого більша за молекулярну вагу азоту; небезпечні ж швидкості матимуть місце на висотах  $100 > h \geq 50$ .

**Примітка.** Небезпечний період спуску триватиме менше як 20 хвилин.

З огляду на те, що небезпечні швидкості у кілька разів перевищують швидкість звуку в повітрі, інтенсивному діянню атмосфери будуть піддані лише поверхні ракети, звернені вперед, а коло поверхень, звернених назад, буде майже абсолютна порожнеча в порівнянні з густиною довколишньої атмосфери. Зокрема, в цій порожнечі будуть знаходитися металева снасть поверхень і вся камера пілота, якщо її відповідно



розмістити; остання лише має бути захищена від перегріву випромінюванням затильної сторони дахівки.

Приблизно порівняння можливих кількостей віддаваної і одержуваної підтримувальною поверхнею теплоти промовляє за те, що цілком можливий щасливий спуск ракети на Землю з погашенням швидкості повороту, починаючи з

$V = 7909 \text{ м/сек} = \frac{w}{\sqrt{2}}$  : потужність роботи, виконуваної ра-

кеткою над атмосферою [незалежно від неточних формул (17) і (15)], досягає максимуму  $Q$  коло  $3 \text{ р. } 10^{11} \text{ ерг/сек}$  на  $1 \text{ м}^2$  підтримувальної поверхні при  $V_1$  коло  $4500 \text{ м/сек}$ . З цієї потужності в сторону підтримувальної поверхні буде випромінюватися менше як половина  $Q < 1,5 \text{ р. } 10^{11} \text{ ерг/сек}$ , тоді як друга, більша частина буде випромінюватися стисненими об'ємами повітря в другу сторону — в простір, якщо припустити, що за час, коли повітря пройде повз поверхні ракети (в найбільш небезпечний період польоту цей час буде не більший як  $0,002 \text{ сек.}$ ), воно випромінює частину свого тепла, що дорівнює  $qQ$ , де  $Q$  — загальна кількість набутого ним під час стискання тепла, то на підтримувальну поверхню припаде не більше як

$$qQ_1 < 1,5pq10^{11} \text{ ерг/сек} \quad (40)$$

потужності випромінювання.

За формою Стефан-Больцмана, інтенсивність випромінювання абсолютно чорного тіла дорівнює  $0,57 T^4 \text{ ерг/сек}$  на  $1 \text{ м}^2$  поверхні. Ми беремо тут абсолютно чорне тіло, бо в попередньому випадку припускали повне поглинення променів підтримувальною поверхнею; впливаючи однаково на поглинення і випромінювання, коефіцієнт поглинення для нас тепер ролі не відіграє. Якщо припустимо  $p = 200 \text{ кг/м}^2$ , що є приблизним, досить імовірним даним, і  $T = 3000^\circ = 2730^\circ \text{ Ц}$  (значення, близьке до можливого граничного максимуму), то виявиться, що потужність випромінювання  $1 \text{ м}^2$  підтримувальної поверхні в обидві сторони могла б досягти значення  $9,2 \cdot 10^{13} \text{ ерг/сек}$ , тоді як потужність вбираючої енергії буде не більша як  $3 \cdot 10^{13} q \text{ ерг/сек}$  [формула (40)]. Судячи з того, що газу в циліндрах рушіїв внутрішнього згоряння за час порядку  $0,1 \text{ сек.}$  встигають віддавати стінкам тільки половину своєї теплоти, ми можемо бути певні, що величина  $q$  має значення, виражене не більше як сотими частинами одиниці. Таким чином ми одержуємо дуже великий запас, щоб зменшити  $T = 3000$  і збільшити навантаження поверхні  $p = 200$ .

Ось друге обчислення температури підтримувальної поверхні: за формулою (37) для швидкості 4,5 км/сек (беремо цю швидкість, як таку, що дає максимум роботи опору) температура адіабатично стисненого при початковій температурі  $0^\circ \text{C}$  повітря  $T_1 = 1800^\circ$ . Тому, що підтримувальна поверхня цілком вбиратиме тепловипромінювання з одного боку, а сама випромінюватиме — обома своїми сторонами, і тому, що кількість випроміненого тепла має дорівнювати кількості увібраного, ми маємо рівняння

$$aT_1^4 = 2bT_2^4,$$

де  $a$  і  $b$  — коефіцієнти, пропорційні до коефіцієнтів поглинення розжарених газів та підтримувальної поверхні, і  $T_2$  — шукана температура цієї поверхні. Припустивши  $a=b$  і підставивши  $T_1 = 1800^\circ$ , знаходимо  $T_2 = 1500^\circ = 1227^\circ \text{C}$ . В дійсності коефіцієнт поглинення у твердого тіла буде більший, ніж у газуватого, а тому  $T_2$  буде ще меншим. З попередніх обчислень виходить, що обличковання підтримувальної поверхні може бути виготовлене з порцелянової або корундової дахівки.

Після того, як швидкість ракети спадає до  $V_1 = 2000$  м/сек, всяка небезпека перегріву відпадає [див. формулу (33) і фіг. 4]. Дальша втрата швидкості відбувається так само аж до того моменту, коли ракета опиниться на висоті 1-2 км над рівнем земної поверхні. А що заздалегідь точно обчислити місце спуску не вдасться, і при перших польотах не можна буде сказати наперед, чи спуститься ракета на море, чи на суходіл, то безпосереднє приземлення при швидкості  $V_1$  кількох десятків м/сек зв'язане було б з небезпекою для життя пілота; тому ракета повинна мати для завершення спуску парашут. Якщо можна мати з собою парашут досить великої площі, на ньому спускається вся ракета, а якщо парашут не занадто великий, то ним користується лише пілот, а ракета приземлюється сама. Коли місце спуску приходить на море, то ракету можна садити на воду безпосередньо з льоту. В такому разі, щоб зменшити стрімкість спуску, а значить і поштовх під час приводнення, заздалегідь на висотах 10-20 км треба зменшити кут атаки підтримувальної поверхні, повертаючи хвостовище на певний кут донизу. Швидкість приводнення (позема) цим буде збільшена, але поштовх зменшений. У випадку маневрування в повітрі, яке є кінцевим при спуску на море, хвостовище або самий хвіст треба конструювати так, щоб ними можна було керувати з камери пілота. З огляду на можливість спуску на море ракета має бути за-

безпечена всім для успішного плавання: на ній має бути вітрило, що надавало б їй стійкості на воді, якщо потрібно, невеликий запас палива у вигляді скрапленого болотяного газу і легкий малопотужний мотор. З цими засобами, користуючись пасатами, ракета може дістатися до найближчої землі за не дуже довгий час, якщо раніше її не підбере який-небудь корабель. Щоб облегшити плавання, підтримувальну поверхню та ін. треба відкидати або ж розбирати й складати в камеру.

Щоб погасити опором атмосфери всю швидкість повороту, вихідне положення має бути таким самим, як і в першому випадку (див. стор. 61). Будова ракети — також, згідно з попереднім, з додатком того, що її підтримувальна поверхня має змінити кут атаки від  $+40^\circ$  до  $-40^\circ$  і забезпечена автоматичним механізмом, що ставить її під додатнім кутом атаки, коли ракета занурюється в глибші верстви атмосфери, під нульовим, коли ракета летить паралельно з Землею, і від від'ємним — коли, віддаляючись від Землі, опиняється в рідших верствах атмосфери. Цей механізм може керуватися тяглом від спеціальної невеликої поверхні, виставленої назовні перпендикулярно до руху ракети. Коли зустрічне тиснення атмосфери на цю поверхню зростає, механізм повинен діяти в одну сторону — давати підтримувальній поверхні додатній кут атаки; коли ж це тиснення спадає, він повинен діяти в зворотну сторону. Щоб не піддавати діянню атмосфери затильну сторону підтримувальної поверхні, можна замість давати їй від'ємний кут атаки, змушувати перевертатися всю ракету довкола її повздовжньої осі.

Обережно, невеликими сповільненнями в точці найбільшого віддалення вихідного еліпсу, орбіта ракети звужується, при чому точка найбільшого зближення вступає нарешті в межі атмосфери відчутної густини. Цей вступ має відбуватися на такій віддалі від земної поверхні, щоб ракета була цілковито гарантована з урахуванням можливих неточностей в керуванні нею і у визначенні даних її орбіти від перегріву при швидкості її до 11 км/сек. Від цієї вимоги залежить і вибір осей вихідного еліпсу (чим більша вісь менша, тим точніше може бути обчислена і тонша пересувана до Землі точка найближчого зближення — зокрема тому, що тим менше буде виявлятися збурююче діяння Місяця, зате тим більшу частину *Wb* доведеться заздалегідь погасити чисто ракетним способом). Від моменту вступлення дільниці найбільшого зближення в розріджені верстви атмосфери ракета починає

проходити траєкторію, цілком аналогічну з траєкторією попередньої (зовнішньої у відношенні до атмосфери) фази повороту при погашенні опору атмосфери  $\frac{w}{\sqrt{2}} + a$  до переходу на колову орбіту (див. стор. 67), з тією різницею, що сповільнювачем на ділянці найбільшого зближення буде не ракетне діяння, а опір розріджених верств атмосфери, що їх ракета перетинатиме повторно кілька разів при чимраз меншій великій осі її орбіти. Автоматично-змінний кут атаки підтримувальної поверхні відіграватиме тут таку роль: при заглибленні в атмосферу, коли тиснення на контрольну поверхню зростатиме, кут атаки додатній, і підтримувальна поверхня своїм діянням перешкоджає ракеті зближатися до Землі — стримує її в більш розріджених верствах атмосфери, ніж ті, у які б ракета в протилежному разі проникла. Коли ракета починає виходити з атмосфери і тиснення на контрольну поверхню спадає, кут атаки від'ємний і підтримувальна поверхня перешкоджає ракеті віддалятися від Землі — цим досягається вихід із атмосферних верств під меншим кутом і вступ у них і не таке глибоке заривання в атмосферу під час наступного проходження ділянці найбільшого зближення. Таким чином змінним кутом атаки підтримувальної поверхні досягається віддалення від Землі в найбільш розріджені верстви атмосфери ділянці найбільшого зближення, починаючи від першого вступу орбіти в межі атмосфери відчутної густини і до переходу ракети внаслідок сповільнювального діяння атмосфери на колову (власне спіральну) орбіту, що вже цілком лежить у межах атмосфери, після чого дальший спуск відбувається цілком тотожно зі спуском при погашенні швидкості повороту опором атмосфери за першим способом. Таким чином за другим способом ми погашуємо опором атмосфери не 7909 м/сек  $+ a$ , а 11 185 м/сек  $- \beta$ , де  $\beta$  — ракетне сповільнення, витрачуване для переходу з  $T_c$  на вихідний еліпс і на введення точки найбільшого зближення вихідного еліпсу в межі атмосфери.  $\beta$  — величина, яка теоретично може бути скільки-будь малою, практично визначається точністю керування ракетою і точністю обчислення даних її орбіти. Приблизно, вважаючи глибину атмосфери за мізерну в порівнянні з радіусом Землі

$$\beta = \sqrt{2 \frac{R}{r_1} Rg} \left( 1 - \sqrt{\frac{r}{r+r_1}} \right) + \sqrt{2 \frac{R}{r} Rg} \left( \sqrt{\frac{r_1}{r+r_1}} - \sqrt{\frac{R}{R+r}} \right)$$

де  $R$  — радіус Землі,  $r_1$  — віддаль від центра Землі точки найбільшого зближення (перигею) вихідного еліпсу,  $r$  — відповідна відстань точки найбільшого віддалення (апогею). Перший член являє собою ракетне сповільнення, потрібне для переходу з  $T_c$  на вихідний еліпс, другий член — сповільнення, потрібне для введення в межі атмосфери перигею вихідного еліпсу. Якщо, припустимо, приблизні дані  $r_1 = 2R$  і  $r = 20R$ , то одержимо  $\beta$  коло  $0,05 \sqrt{2Rg} = 0,05w =$  коло 550 м/сек. Таким чином ми зможемо погасити опором атмосфери з  $W_b$  частину, що дорівнює 10630 м/сек, і  $W$  тоді дорівнює 12550 м/сек (див. стор. 61).

## Р О З Д І Л Х

### МІЖПЛЯНЕТНА БАЗА І РАКЕТО-АРТИЛЕРІЙСЬКЕ ПОСТАЧАННЯ\*

Швидкості, менші за половину швидкості випливання  $u$  застосовуваної хемічної групи, тобто, приблизно, швидкості до 2500 м/сек, якщо виключити нафто-повітряну групу (див. стор 24), економніші щодо витрачання речовини і матеріалів (на предмети  $m_1$ ) можна розвивати артилерійським способом, але людина нездібна переносити артилерійські прискорення. Тим то бажано було б встановити доставку заряду і всіх предметів пасиву, які можуть переносити без шкоди для себе прискорення в кілька тисяч м/сек (при відповідному упакуванні — все, крім прецизних приладів), у міжпланетний простір ракетно-артилерійським способом окремо від людини. Ракетно-артилерійським транспортуванням вантажів у міжпланетний простір ми заощаджували б до 50% речовини заряду. Трудність подібного способу постачання полягає в трудності розшукати в просторі таке відносно мізерне тіло, як випущена з Землі набій-ракета. На той час, коли польоти відбуватимуться більш-менш регулярно, можна запропонувати описаний нижче спосіб їх організації і постачання, що дає значну економію матеріальних засобів.

---

\* Автор, на жаль, не мав під руками довідок про зорову спроможність сучасних телескопів і питання про сигналізацію при “ракетно-артилерійському постачанні” мусів опрацьовувати на основі не зовсім вірогідних даних, які йому зберегла пам’ять.

Із Землі висилається ракета великої маси з запасом активу, щоб розвинути  $W$  коло 12000 м/сек. Кінцева маса  $M_k$  цієї ракети внаслідок меншої вимаганої  $W$  буде в  $\sqrt{n_1}$  разів більша від тієї кінцевої маси, яку могла б мати ракета тієї ж маси  $M_0$ , але обчислена для польоту з поворотом на Землю без погашення швидкості повороту спротивом атмосфери (див. стор. 21). Ця ракета стає супутником Місяця з такою по змозі більшою орбітою, щоб тільки не піддаватися небезпеці бути назад притягнуеною до себе Землею, після чого вона розгортає велику сигнальну площу з матеріалом, що має якнайбільше відношення відбивної здатності видимих променів до ваги його квадратного метра. Розгорнена площа може досягати сотень тисяч квадратних метрів, бо при grubinі матеріялу 0,1 мм і абсолютній щільності, що дорівнює одиниці, 1 т його дає 10 000 м<sup>2</sup>; цю площу легко зможуть відрізняти і розшукувати земні обсерваторії. Коло цієї сигнальної площі і має бути створена міжпланетна база для польотів по сонячній системі. Наявність бази, незалежно від ракетно-артилерійського постачання, дасть ту велику вигоду, що ми не повинні будемо під час кожного польоту транспортувати з Землі у міжпланетний простір і назад матеріяли, інструменти, машини і людей з камерами для них, а також не повинні будемо й кидати будь-де предмети перших категорій, щоб не витратитися на зворотну їх доставку на Землю. Магазин з усім цим буде на базі, а польоти з бази будь-куди і назад вимагатимуть матеріяльних витрат у  $\sqrt{n_1}$  разів менших, ніж такий самий політ із Землі. Ракети з Землі в міжпланетний простір будуть висилатися лише для постачання бази і зміни через більші чи менші проміжки часу однієї бригади людей другою. Коли ж удасться наладати ракетно-артилерійське постачання, то понад те ми заощаджуємо коло 50% витрат на доставку матеріялів у міжпланетний простір на базу.

Спершу на базі мають бути:

- 1) люди — мінімум 3 особи з камерою для них і всім кінечним для їх існування;
- 2) потужний телескоп (рефлектор, що може бути легшим при тому самому діаметрі);
- 3) невелика ракета на 2 особи із запасом палива на  $W = 2000$  м/сек і з двома телескопами послідовно меншої сили, але більшого поля зору, як великий телескоп бази.

Щоб запобігти хитанням бази, які можуть перешкоджати спостереженням у великий астрономічний інструмент, масу її треба поділити на чотири частини, розмістивши їх по

вершках тетраедра і злучивши між собою алюмінієвими фермами (великої міцности, а значить і великої маси від цих ферм не потрібно, бо ніякі зовнішні сили на базу не діятимуть і сила тяжіння в ній не відчуватиметься). Сконструйована таким способом база матиме незрівнянно більший момент інерції супроти кожної осі і відповідно більшу стійкість у просторі. Якщо на людях буде тяжко позначатися тривала відсутність позірної ваги, то згодом з описаним тетраедром може бути зв'язана лише камера для спостережень у телескоп; житлове ж приміщення може бути влаштоване окремо і злучене ливною завдовжки на кілька десятків метрів з противагою. Якщо цій системі надати обертальний рух довкола спільного центру ваги, то з'явиться доосередне прискорення, яке буде відчуватися так само, як сила притягання на Землі. Щоб надати житловому приміщенню якнайбільший об'єм при тій самій масі, треба по змозі обнизити тиснення повітря всередині його. Для цього слід перевести досліди з перебуванням людей у повітрі меншої густини, ніж те, яким ми дихаємо, але з більшим відсотковим вмістом кисню.

Зв'язок Землі з базою здійснюється через світлові сигнали — рефлектора великої сили з малим кутом розсіяння, встановленого на Землі в місці, відомому базі; сигнали цього рефлектора мають бути помітними у великий телескоп бази. Зв'язок бази з Землею може бути здійснюваний з допомогою легкого металевого дзеркала великої площі, скерованого таким чином, щоб соняшне проміння відбивалося в напрямі будь-якої з обсерваторій Землі. Площа цього дзеркала не повинна бути занадто великою, щоб сигнали були помітні у великий телескоп.

**Примітка.** Рациональна конструкція дзеркала: тонкий дзеркальний металевий аркуш, натягнений на легку металеву дуралюмінієву снасть.

Ракето-артилерійська доставка вантажів на базу переводиться таким способом:

У повідомлений або заздалегідь умовлений час з гармати, про яку мова буде далі, робиться з Землі постріл набоем-ракетою із запасом постачання для бази. Політ набоя-ракети обчислюється так, щоб вона влучила в базу. Тому, що в дійсності така точність неможлива, шлях ракети перейде на віддалі тисяч або й сотень кілометрів від бази. Відносна швидкість ракети і бази в момент їх найбільшого зближення має бути найменшою, отже, момент найбільшого зближення раке-

ти до бази має збігатися з моментом найбільшого віддалення бази від Землі. Орбіта ракети відносно Місяця має бути гіперболічною з якнайменшим кутом розхилу асимптот. З моменту вислання ракети час від часу автоматично подається світлові сигнали, за які можуть правити вибухи сумішки магнію і салітри. Період від сигналу до сигналу має бути такий, щоб за цей час ракета не могла вийти з поля зору великого телескопа бази, бо в разі втрати ним ракети знайти її знову було б неможливо інакше, як з допомогою щасливого випадку. Перейшовши  $J_j$  набій-ракета автоматично розгортає сигнальну поверхню з легкої білої тканини, аналогічну до такої самої поверхні бази. З моменту пострілу великий телескоп бази, заздалегідь скерований в точку, звідки має бути зроблений постріл, не випускає зі свого поля зору ракету, слідкуючи за нею по її сигналах на протязі  $J_j$ , а далі — по сигнальній площі. За деякий час перед найбільшим зближенням набоя-ракети до бази, коли першу вже буде виразно видно у більший з двох інструментів, що є на базі ракети, ця остання скеровується назустріч набоя-ракети, зближається до неї і, звівши відносну швидкість до нуля, закріплює і веде до бази, користуючись, якщо потрібно, наявними на набой-ракеті запасами палива.

Тому, що на набой-ракеті мають бути деякі прилади та механізми, в складному вигляді нездатні переносити прискорення в кілька десятків тисяч м/сек<sup>2</sup>, гармата для вистрілення набоя-ракети повинна мати велику довжину, приблизно на 2 км. При такій довжині необхідна величина прискорення спадає приблизно до 100 g. Спеціально обчислені механізми такого прискорення витримати не можуть. За гармату може правити тунель у твердій кам'яній породі; щоб надати рухові набоя-ракети строгої прямолінійності вздовж всього тунелю по квадрантах мають бути прокладені чотири старанно вивірені спрямовуючі металеві штаби, а обробка проміжних просторів може бути й досить грубою. Завдяки великій довжині гармати і відповідно меншому тисненню газів у ній, ніж у сучасних артилерійських гарматах, і завдяки великому поперечному перекроеві прорив газів крізь щілину 1-2 мм, між стінками тунелю і гарматою, не буде значним у порівнянні із загальною їх кількістю.



## РОЗДІЛ ХІ

### КЕРУВАННЯ РАКЕТОЮ, ВИМІРЮВАЛЬНІ ТА ОРІЄНТУВАЛЬНІ ПРИЛАДИ

Для керування ракетою та орієнтування команди мають бути такі прилади:

1. Показчик позірного всередині ракети тяжіння, побудований за принципом пружинової ваги з почепленим тягарцем; вказівна стрілка безпосередньо показуватиме величину позірного тяжіння. До показчика має бути прилаштований обертовий барабан записувати його показання. Площа, обмежена витвореною кривою, виражатиме

$$\int (j_o - j_p) dt = W - Лс.$$

З цим показчиком має бути зв'язане автоматичне керування витратою палива, щоб протягом  $Jj$  прискорення  $J_o$  трималося вимаганого значення, що дорівнює  $J \text{ max}$ . Таких показчиків має бути два: один на великі прискорення до  $J \text{ max}$  включно, другий — на малі від 0,01 до 10 см/сек<sup>2</sup>. Перший показчик служитиме на  $Jj$  під час випуску і під час польоту, другий — коли орбіта ракети вступить в атмосферу під час повороту. Вимірювання тим самим приладом прискорень у 1000 см/сек<sup>2</sup> і сповільнень 0,01 см/сек<sup>2</sup> було б недоцільним.

2. Показчик опору атмосфери у вигляді виставленої з ракети назовні платівки, злученої тяглами з внутрішньою частиною ракети. Внаслідок тертя в шарнірах такий прилад для визначення опору атмосфери на початку вступу в неї ракети замість показчика першого застосований бути не може, бо в нім не може мати достатньої чутливості.

3. Показчик маси ракети, що дає свої показання залежно від показань приладів, які обчислюють витрату палива. Злучивши показачики другий і третій, ми матимемо показчик сповільнення силою опору атмосфери. Злучивши цей останній показчик з першим, ми матимемо показчик власного прискорення ракети  $J_o$ ; і інтеграл запису останнього дасть величину витраченої  $W$ .

Щоб автоматично запобігти обертанню ракети довкола її повздовжньої осі, яке може поставати внаслідок найменших, випадкових неправильностей у конструкції ракети, в ній мусить бути гороскоп з віссю, перпендикулярною до осі ракети. Вісь цього гороскопа має бути вільною і своїми рухами від-

носно тіла ракети керувати обертовими поверхнями, поставленими у газовий струмінь. Щоб надати автоматичної стійкості або автоматичного наперед завданого обертання повздовжній осі ракети, має бути другий гороскоп з віссю, рівнобіжною до осі ракети, що керує іншими поверхнями, які обертаються в газовому струмені.

Для орієнтування пілота мають бути опрацьовані спеціальні типи астрономічних приладів і методи якнайскоріше та якнайточніше визначати місце знаходження ракети і дані її орбіти відносно Землі. Ці визначення мають найбільшу вагу і вимагають найбільшої точності перед погашенням швидкості повороту опором атмосфери. Щоб надати осям ракети більшої стійкості під час її вільного польоту в безповітряному просторі, можна вжити заходів, аналогічних до вказаних на стор. 73.

## РОЗДІЛ XII

### ЗАГАЛЬНІ ПЕРСПЕКТИВИ

Основним чинником, що визначає перспективи завоювання світових просторів, принаймні в першій дослідній його фазі, є величина навантаженості пасиву, тобто  $n$ , бо цією величиною визначається економічна сторона справи, яка теоретично особливих труднощів не становить. Кількість витраченого під час польотів палива, отже й приблизна вартість польотів (при утилізації предметів пропорційного пасиву, див. стор. 24) пропорційні до величини  $(n - 1)$ . У таблиці (стор. 22) подано значення  $n$ , що відповідають повній теплопродуктивності різних хемічних груп і ракетним швидкостям  $W_1 = 22\ 370$  м/сек і  $W_2 = 14\ 460$  м/сек. Перша швидкість відповідає польотів з Землі в міжпланетний простір і назад без погашення швидкості повороту опором атмосфери, друга — тому ж таки польотів з погашенням останніх  $7900$  м/сек швидкості повороту опором атмосфери. До відповідних дослідів ми не знаємо значень коефіцієнта корисної дії ракети і не знаємо того, які саме хемічні групи і в якому відсотковому відношенні найвигідніше застосовувати. Покищо приймемо для приблизних обчислень за середнє для всього польоту значення коефіцієнта корисної дії ракети  $0,8$ , що є доволі ймовірним, згідно з приблизними обчисленнями, яких ми тут наводити не будемо, і даним про роботу розжарених газів у рушіях внутрішнього згоряння. За середнє значення повної

теплопродуктивності приймемо 3,3 ккал/г. При цих даних будемо мати  $u = 4700$  м/сек\*; цю приблизну величину швидкості випливання за відсутністю покищо можливості мати вірогідніші її значення ми й візьмемо за основну наступних обчислень, припускаючи, що помилка при обчисленні  $n$  не перевищить у той чи інший бік множника  $n \frac{1}{10}$ . З огляду на виявлену нами в розд. VIII відносну незначність швидкості  $L_s$  ми будемо припускати  $W_y = 12\ 000$  м/сек, нехтуючи різницею, точне значення і навіть знак якої нам ще невідомі і яка, мабуть, буде на нашу користь. (Див. розд. VIII).

При таких даних і при обов'язковій умові утилізації предметів  $m_1$  (в тому разі, якщо доведеться застосувати кількокомплектну систему — див розд. V) для чисто ракетного польоту з Землі в міжпланетний простір з поворотом на Землю без погашання швидкості повороту опором атмосфери ми будемо за формулою (4) мати  $n = 120$ , тобто коло 120 вагових одиниць палива на одну вагову одиницю корисної ваги, при чому значна частина першої — у вигляді плинного кисню або озону, друга частина — у вигляді плинних  $CH_4$ ,  $C_2H_2$ ,  $SiH_4$ ,  $BH_3$  і одна не дуже мала частина, що дорівнює  $q_m$ , у вигляді металевих (головно дуралюмініових) виробів найвищої якості: це предмети  $m_1$ . Найдешевша нафтова група заряду матиме застосування також, але застосування це, вигідне, не зважаючи на вимагане при ньому збільшення маси палива, значно скорчується тим, що відповідно до зростання маси палива має зростати й маса найдорожчої з витрачених частин ракети  $m_1$  — її пропорційний пасив. Для польоту при тих самих умовах і даних із зупинкою на Місяці  $n = 1000$ ; те саме із зупинкою на Марсі  $n = 3000$  (при застосуванні тангенціального типу траєкторії, продовженого до досягнення потрібної гіперболічної швидкості відносно Землі). Останні цифри можуть бути з певною вигодою зменшені переважним застосуванням дорожчих і теплопродуктивніших груп — борної та бороводневої. Такі перспективи не можна було б назвати задовільними: кожний політ вимагав би величезних матеріальних витрат, до того ж зовсім відсутня була б з тієї ж економічної причини можливість брати з собою скільки-будь великі вантажі, матеріяли, машини. Навіть транспортування великого сучасного астрономічного інструмента вимагало б колосальних витрат.

---

\* Швидкість випливання  $u = 4700$  м/сек сильно перебільшена супроти дійсно можливої. (Прим. ред.).

Ключем до справжнього опанування світових просторів є: спершу — погашення швидкості повороту опором атмосфери (розд. IX), а потім — влаштування міжпланетної бази (розд. X) і, якщо вдасться необхідна світлова сигналізація — ракетно-артилерійське постачання міжпланетної бази. Погашення швидкості повороту опором атмосфери за першим способом, зменшуючи  $W$  до 14 460 м/сек, у шість разів обнижує  $n$  для всіх польотів: із Землі в міжпланетний простір і назад  $n=20$ ; те саме із зупинкою на Місяці  $n=160$  і те саме із зупинкою на Марсі  $n=500$  і в 12 разів зменшує  $n$ , при погашенні за другим способом, коли матимемо  $W=12\,500$  м/сек і відповідно  $n_s=10$ ,  $n_d=80$ ;  $n_M=250^*$ . Зменшення  $n$  при цьому може бути з вигодою сполучуване із застосуванням у більшій відносній кількості дешевої нафтової групи палива із меншою витратою як палива предметів пропорційного пасиву.

Для тих же таки польотів з міжпланетної бази ми мали б значення  $n$  ще в 11 разів менше як  $n_s=2$  (поворот з бази на Землю); при значенні  $n$ , такому близькому до одиниці, ми вже не повинні нехтувати різницею між  $n$  і  $(n-1)$ ;  $n-1=1$  в даному випадку, тобто одиниця палива на одиницю корисної ваги.

**Примітка.** Це при погашенні швидкості повороту за першим способом; при другому ж способі погашення поворот на Землю вимагає зовсім незначної кількості палива.

$n_d=15$ ;  $n_M=45$ ; доставка вантажів з бази без повороту назад виходила б: на Місяць  $n=4$  і на Марс  $n=7$ .

Доставка вантажів із Землі на базу чисто ракетним способом  $n=11$ ; ракетно-артилерійським  $n=7$ ; при значенні  $n < 20$ , імовірно, з більшою економічною вигодою ми могли б користуватися лише дешевою нафтовою групою; при  $n=10-15$  усувається конечність витратити предмети пропорційного пасиву. При таких умовах цінні вантажі — матеріали високої якості і машини — з доставою на Місяць і навіть Марс коштували б трохи дорожче, як на Землі. Ми весь час припускали, що причалювання на Марс відбувається без погашення швидкості повороту опором його атмосфери. Однак, на Марсі є, мабуть, досить густа атмосфера, опір якої може бути використаний ракетою для плянеруючого спуску так само, як і в розд. IX вказано для Землі. Сила тяжіння на

\* Тут  $n_d$ ,  $n_s$ ,  $n_M$  величини  $n$  для Землі, Місяця і Марса (Прим. ред.).

поверхні Марса втричі менша, а швидкість  $W_{\mu}$  — вдвоє злишком менша, як у Землі; отже, потужність роботи плянеруючої ракети над атмосферою Марса в момент, коли досягає вона максимуму, буде в шість разів меншою, як при плянеруванні в земній атмосфері, внаслідок чого небезпека нагріву поверхень ракети зовсім виключається. Залишається тільки небезпека збоку невідомої нам будови поверхні Марса і збоку евентуальних його мешканців. При спуску на Марс з погашенням швидкості повороту опором його атмосфери доставка вантажів на Марс коштувала б приблизно стільки ж, як і на Місяць, який густої атмосфери не має.

## РОЗДІЛ XIII

### ЕКСПЕРИМЕНТИ І ДОСЛІДЖЕННЯ

З огляду на недостатність наших знань у деяких ділянках і відсутність досвіду в конструюванні ракет для великих швидкостей, перше, як починати будову чи проектування ракет для польотів у міжпланетний простір, треба провести деякі наукові й технічні дослідження. З них головні:

I. Дослідження функціонування камери згоряння і сопла ракети в середовищах різної густини і пружності; винайдення найліпших конструкцій камери згоряння і сопла; винайдення найвигідніших форм і довжини сопла; способів введення палива в камеру згоряння, співвідношення між секундною витратою, розмірами камери згоряння і поперечним перекроєм сопла.

Дослідження функціонування ракети в атмосфері малої пружності можна робити, вивівши сопло невеликого моделю в камеру, з якої гази висмоктується помпою великої об'ємної видайности. Щоб зменшити тиснення без дальшого збільшення розмірів евакуювальної помпи в камері, треба влаштувати густу водяну душ, яка згущуватиме всі складові частини продуктів згоряння, крім вуглецю, а цей останній буде охолоджувати, облегуючи цим в значній мірі випомповування. Для ще більших розріджень можна вживати хемічних груп, які зовсім не дають вуглецю в продуктах згоряння; а втім, при пружності в камері, що дорівнює 0,01 ат, функціонування ракети вже мало різнитиметься від функціонування в порожнечі.

II. Винайдення найліпших конструкцій для всіх предметів пропорційного пасиву і способів утилізації їх як компонентів палива.

III. Дослідження і налагодження продукції компонентів палива, що їх досі фабричним способом не продуковано, як, наприклад, плинних.

IV. Винайдення найліпших конструкцій камери для людей і всіх приладів для її обслуговування.

V. Винайдення найліпших конструкцій приладів автоматичного керування і орієнтування.

VI. Дослідження витривалости людського організму супроти механічного прискорювання і у відношенні до життя в повітрі з меншим тисненням, але з більшим вмістом кисню.

VII. Винайдення кращих метод і типів астрономічних інструментів, що швидко орієнтували б пілота щодо точки знаходження ракети і даних її орбіти. Старанне вправління в такого роду визначуваннях пілотів у штучних умовах. Замість Землі або іншого небесного тіла треба спорудити велику півкулю, біля якої по спокійній воді на стійкому плоту, що повільно рухається, мають плавати пілоти в камері таких самих розмірів і будови, яка буде на ракеті.

VIII. Дослідження атмосфери на висотах до 100 км можна переводити з допомогою ракет, вистрілюваних із звичайних великого розміру (морських) артилерійських гармат. По досягненні найвищої точки ракета має автоматично викинути великий, по змозі, парашут з легкої білої тканини із невеликим почепленим до нього тягарцем. Спостерігаючи з Землі, як швидко спадає цей парашут, ми зможемо визначити густину атмосфери на різних висотах. Якщо прилаштуємо до парашута замість тягарця прилад, що автоматично набирає пробу повітря, то зможемо з кожного погляду точно визначити склад атмосфери на різних висотах.

IX. Дослідження нагріву поверхень рухомих тіл і опір атмосфери значної густини ( $p = p_0$ ). Це дослідження для менших швидкостей можна провести з допомогою набоїв, а для більших — з допомогою набоїв-ракет, вистрілюваних з артилерійських гармат під невеликим кутом до обрії з таким розрахунком, щоб вони падали у воду, звідки можна було б їх виловити. Поверхню цих ракет треба некривати речовинами різної туготопкости, ізолювавши їх від металевого тіла ракети шаром порцеляни. З вигляду цієї поверхні ракети після відбутого нею польоту ми можемо судити про максимальну температуру нагріву.

Х. Дослідження нагріву поверхні тіл при великих швидкостях руху в розрідженій атмосфері (до розд. IX), а також дослідження опору атмосфери при великих швидкостях і дослідження витривалості різних конструкцій, підтримувальних поверхень, провадиться з допомогою польотів пробних невеликих — до 10 т моделей ракети. Початок траєкторії тих пробних польотів обчислюється, як  $T_u$  для польоту в міжпланетний простір, але по досягненні висоти від 60 до 100 км (залежно від метеорологічних даних дослідження VIII) траєкторія має автоматично прийняти напрям, і по витраченні палива ракета робить плянеруючий спуск на своїй підтримувальній поверхні.

Під час піднесення кут атаки підтримувальної поверхні — кут поміж її малою віссю і хвостищем — має бути невеликий і поступово зростає до повної величини (коло  $40^\circ$ ) перед вичерпанням ракети. Щоб визначити максимальну температуру нагріву поверхні ракети, можна застосувати ту саму методику, що й у дослідженні розд. IX. Для автоматизації керування в пробних ракетах мають бути обидва гіроскопи, як і в справжній ракеті (див. розд. X). Ці пробні польоти мають відбуватися з поступово зростаючим максимумом  $V$ , перед витраченням палива; для них може служити та сама ракета. Як паливо можна вживати лише нафтову групу при  $n < 6$ . Після того, як максимум  $V$  досягне значення 7500 м/сек і пробний модель спускатиметься в долішні верстви атмосфери, можна, випробувавши предмети пропорційного пасиву відповідних розмірів, перейти безпосередньо до польоту з людьми в міжпланетний простір з облітанням, наприклад, Місяця із невідомої нам оберненої його сторони.

## ДОБРОДІЇ:

Т-во Українських Інженерів Америки, Відділ Нью Йорк	\$890.00
Т-во Українських Інженерів Америки, Від. Філядельфія	50.00
інж. Методій Борецький .....	25.00
інж. Роман Галібей .....	25.00
інж. Володимир Гнатківський .....	25.00
інж. Юрій Гончаренко .....	25.00
інж. Михайло Гринюк .....	25.00
п-во Юрій і Христина Гури .....	25.00
інж. Євген Івашків .....	25.00
інж. Михайло Ільків .....	25.00
інж. Олександр Леськів .....	25.00
інж. Василь Мисак .....	25.00
інж. Іван Мокривський .....	25.00
інж. Юрій Огієнко .....	25.00
інж. Михайло Пежанський .....	25.00
інж. Володимир Фриз .....	25.00
інж. Юліян Фриз .....	25.00
інж. Юрій Храневич .....	25.00



## З М І С Т

Передмова до українського перекладу .....	V
Передмова до третього видання англійською мовою ....	VII
Передмова до другого видання .....	1
З листа автора до проф. Риніна .....	3
Передмова автора до першого видання .....	8
З другої передмови автора до першого видання .....	10
Перелік означень .....	12
Розділ I. Дані ракети. Основні означення .....	14
Розділ II. Формули навантажености .....	15
Розділ III. Швидкість впливання. Хемічний матеріал .....	18
Розділ IV. Процес згоряння, конструкція камери згоряння і сопла .....	24
Розділ V. Пропорційний пасив .....	26
Розділ VI. Типи траєкторії і вимагані ракетні швидкості .....	31
Розділ VII. Максимум прискорення .....	42
Розділ VIII. Діяння атмосфери на ракету під час її випуску .....	45
Розділ IX. Погашення швидкості повороту опором атмосфери .....	60
Розділ X. Міжпланетна база і ракетно-артилерійське постачання .....	69
Розділ XI. Керування ракетою, вимірювання і орієнтувальні прилади .....	73
Розділ XII. Загальні перспективи .....	74
Розділ XIII. Експерименти і дослідження .....	77

## CONTENTS

Foreword to Ukrainian translation .....	V
Preface to the third edition in English language .....	VII
Foreword to the second edition .....	1
Author's letter to Prof. Rynin .....	3
Author's foreword to the first edition .....	8
Author's second foreword to the first edition .....	10
List of symbols (terms) .....	12
Chapter I. Rocket data. Principal symbols .....	14
Chapter II. Formulas of loads .....	15
Chapter III. Take off speed. Chemical material .....	18
Chapter IV. Combustion process, construction of combustion chamber and nozzle .....	24
Chapter V. Proportional passivity .....	26
Chapter VI. Types of trajectories and necessary rocket velocity .....	31
Chapter VII. Maximum acceleration .....	42
Chapter VIII. Atmosphere effect on rocket during take-off .....	45
Chapter IX. Extinguishing velocity return to atmospheric pressure .....	60
Chapter X. Interplanetary base and its supplying by means of rocket artillery .....	69
Chapter XI. Steering of a rocket, guidance and computing devices .....	73
Chapter XII. General perspectives .....	74
Chapter XIII. Experiments and research .....	77

