

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ**  
**Національний аерокосмічний університет імені М. Є. Жуковського**  
**«Харківський авіаційний інститут»**

**В. В. Логінов, Є. О. Українець, Є. В. Спіркін**

**ПЕРІОДИ РОЗВИТКУ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ВІЙСЬКОВОГО**  
**ПРИЗНАЧЕННЯ**

Навчальний посібник

Харків «ХАІ» 2020

УДК 629.735  
Л69

*Рецензенти:* д-р техн. наук, проф. С. А. Калкаманов  
д-р техн. наук, проф. В. А. Фадєєв

**Логінов, В. В.**

Л69 Періоди розвитку літальних апаратів військового призначення: електронний навчальний посібник [Текст] / В. В. Логінов, Є. О. Українець, Є. В. Спіркін. – Харків : Національний аерокосмічний університет імені М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», 2020. – 128 с.

Навчальний посібник написаний відповідно до програми дисципліни «Інженерні основи аерокосмічної техніки» за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка». Може використовуватись при вивченні дисциплін за спеціальністю 272 «Авіаційний транспорт». Розглянуто питання основних етапів зародження, становлення та розвитку літальних апаратів, ознайомлення з основними льотно-технічними характеристиками літальних апаратів різних поколінь, розвитку творчого підходу до використання отриманих знань.

Для студентів при самостійній роботі над дисципліною.

Іл. 140. Табл. 12. Бібліогр.: 11 назв.

**УДК 629.735**

- © Логінов В.В., Українець Є.О., Спіркін Є.В., 2020
- © Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», 2020

## ВСТУП

Процес розвитку будь-якої області техніки, створеної працею людини, зумовлений взаємодією науки та практики застосування техніки. Творча діяльність інженера не може бути без ясного розуміння взаємодії та взаємовпливу науки та практики, якщо буде отримано на основі вивчення та аналізу історії розвитку техніки. Численні поняття «Історії розвитку» не забезпечують цієї можливості, тому що в них зазвичай в хронологічному порядку тільки перераховують об'єкти даного виду техніки без достатнього аналізу процесу їх розвитку. Для вивчення історії розвитку будь-якої області техніки насамперед необхідна методика, яка дозволяє простежити й проаналізувати її розвиток. Вочевидь, при цьому не можна обмежитися даними тільки щодо однієї галузі техніки, а необхідно враховувати їх взаємозв'язок.

В основу навчального посібника покладено монографію видатного вченого та авіаційного конструктора В.Ф. Болховітінова [1]. Спочатку описано методи аналізу розвитку літальних апаратів, а потім за допомогою цих методів з'ясовано основну інформацію, яка рухала цю галузь техніки вперед. Показані результати взаємодії науки, техніки та практики застосування і періоди розвитку літальних апаратів. В основному розглянуто літаки, які століттями обумовлювали розвиток літальних апаратів, і тільки наприкінці - сучасні види бойових літальних апаратів.

## 1. ПОЧАТКОВИЙ ПЕРІОД ІСНУВАННЯ АВІАЦІЇ

У розвитку багатьох видів техніки досить різко розрізняють два періоди: один – період виникнення, становлення цієї техніки; інший – період її застосування та розвитку. Хоча обидва періоди як єдине ціле – обумовлені вимогами практики та можливостями техніки свого часу, проте вони за своїми цілями докорінно відрізнялися один від одного.

**Метою першого періоду було створення працездатних зразків, які виконували б своє основне призначення, що відрізняло їх від інших видів існуючої до них техніки: для перших автомобілів – пересуватися по землі без допомоги мускульної сили; для перших пароплавів – пересуватися по воді без допомоги вітру; для перших літаків – підніматися в повітря та літати досить надійно.**

**Метою другого періоду було поліпшення початкових зразків і, коли було потрібно даний вид техніки робити в більших кількостях, – усіляке спрощення виробництва.**

Приступаючи до розгляду початкового періоду розвитку авіації, ознайомимося з умовами існування літака, що визначали цей і наступний періоди розвитку літальних апаратів. Умови застосування та виробництва розглянемо пізніше, коли нам доведеться зустрітися з практикою застосування літаків і необхідністю робити їх у більших кількостях, що виникла.

### 1.1. Рівняння існування літака

Наші знання про природу та процеси, які відбуваються в ній, виражаються багатьма законами різних наук. Ці науки стали численними та потребують різної спеціалізації людей. Однак техніка ускладнюється настільки, що в її створенні необхідним є більша кількість різних фахівців. Кожний із цих фахівців забезпечує надійність і ефективність роботи своєї галузі техніки. Наприклад, для літака це фахівці з аеродинаміки, міцності, конструкції, технології виробництва, двигунобудування, електроніки, радіо, озброєння та інші. У літаку ж ці галузі працюють спільно. Остання обставина потребує таких узагальнень, які, не вдаючись у деталі компетенції вузьких фахівців, давали б можливість установити основні умови та зв'язки, за якими у літаку взаємодіють різні спеціальні види техніки. До таких узагальнень відносяться умови існування, застосування та виробництва літального апарата в цілому.

Потреба у встановленні цих умов існує в будь-якій галузі техніки, але в одній вона менш гостра, в іншій може бути дуже гострою. Наприклад, у машинобудуванні у результаті недотримання вимог економії металу верстат може бути перевантаженим, але він буде працювати. Інше спостерігається в тих областях техніки, де зразки та ступінь використання їх можливостей досягли високого рівня розвитку та досконалості. У таких

областях техніки без знання умов існування зразка не можна задовольнити вимогам практики та забезпечити подальше швидке її поліпшення. Наприклад, практичне застосування літака можливо тільки при його високій технічній досконалості. Перевантажений літак може і не злетіти.

Вимоги, висунуті практикою як у минулому, так і в цей час, зумовили дуже швидкий розвиток літаків і змусили розробити умови його існування, застосування та виробництва. У минулому були зроблені спроби відшукати ці умови шляхом визначення найбільш раціональної з точки зору літака аеродинамічної схеми; вибору найбільш вигідної ваги та міцності (питома міцність) матеріалу; найбільш вигідної, з погляду ваги (авіаційної ваги) конструкції; найбільш вигідного за потужністю двигуна. Остаточне відпрацювання умов існування літака стало можливим в 1945-1946 рр., умов застосування – в 1950-1951 рр., а умов виробництва – в 1953-1954 рр.

Зміст першої умови – умови існування міцності літака – зводиться до такого. Різні властивості літака вивчаються різними науками: аеродинамічні – аеродинамікою, міцнісні – будівельною механікою, теплові процеси – термодинамікою та т. ін. Для поглибленого вивчення однієї властивості літака завжди потрібним було абстрагування від багатьох інших його властивостей, тому що інакше вивчення просто було б неможливим через недостаток властивостей і складності їх взаємозв'язків. Так, аеродинаміка абстрагується від міцності, ваги, експлуатації, застосування, виробництва. Але таке вивчення визначало закономірності та зв'язок тільки певних властивостей та залишало відкритим питання взаємодії їх із властивостями, які при розгляді були виключені. Таке вивчення є природним, але не давало відповіді на запитання, який комплекс властивостей ми могли б вважати реально здійсненим в окремому об'єкті при даному рівні розвитку техніки. Відповідь на це запитання повинні дати умови існування об'єкта.

Цими умовами мають визначатися реально можливі співвідношення кількостей різних заданих якостей. Пояснимо це прикладом. З курсу аеродинаміки відомо, що швидкість польоту визначають за формулою

$$V = \sqrt{\frac{2P}{\rho C_x S}}$$

Відповідно до цієї формули якщо літак має тягу  $P = 50000$  кг на висоті, де  $\rho = 0,001$ , і має значення параметрів  $c_x = 0,01$  та  $S = 1$  м<sup>2</sup>, то швидкість його польоту  $V$  дорівнюватиме  $10^5$  м/с. Однак наведена формула не відповідає та не може відповісти на запитання, чи можливий реально такий літак, тому що вона виведена в припущенні, що одержання в одному апараті заданих  $P$ ,  $\rho$ ,  $c_x$  і  $S$  можливо. Однак наведена формула

необхідна для аеродинаміки як прийом абстрагування від чинників, що не є предметом її вивчення.

Як же вирішити завдання про вибір реально можливого комплексу властивостей літака і які з них треба при цьому брати за основу? В аеродинаміці основою є рівняння руху тіла, у міцності – рівняння рівноваги сил, а що буде основою в конструкції створюваного або вже існуючого літака? Конструкція літака – це насамперед матеріал, відповідним чином оброблений людиною. Окремі частини конструкції взаємодіють відповідно до бажання людини, оснований на знанні нею законів природи. Весь літак, таким чином, можна розглядати як реалізацію цих законів людиною.

При вибраному способі реалізації будь-якої властивості тіла завжди справедливо таке положення: кожна з властивостей пропорційна масі речовини, до якої були додані форми, що забезпечили виникнення та існування цієї властивості. Коефіцієнт же пропорційності виражає рівень техніки, що відповідає розглянутому часу. Таким чином, **еквівалентом кількості розглянутої властивості є та маса речовини, що піддавалася формуванию.** Так, якщо запроектувати силову установку потужністю в  $N$  к.с. з питомою вагою  $\gamma$  к.с., то для її реалізації буде потрібно  $N\gamma = G_{cy}$  кілограмів матеріалів. Таким чином, потужність  $N$ , як основна властивість силової установки, визначається рівнем її технічної досконалості, тобто питомою вагою  $\gamma$  і масою (вагою) самої силової установки. До такого ж висновку можна прийти при розгляданні дальності польоту. Дійсно, дальність польоту при постійній кілометровій витраті палива прямо пропорційна вазі палива. І тут властивість літака – здатність переміщуватися – пропорційно масі (вазі) палива, наявного на борту літака, і ступеня досконалості літака, тобто рівня техніки. Як бачимо, маса є еквівалентом будь-якої якості виробу. Це є своєрідні «гроші», якими ми розплачуємося за будь-яку якість, що надається виробу. Масу всього літака можна уявити як суму окремих мас, які забезпечують певну кількість різних якостей.

Отже, **маса літака визначає кількісно комплекс його якостей.** Так, ми можемо розглядати вагу літака як вагу конструкції його планера  $G_{пл}$ , силової установки  $G_{cy}$ , палива  $G_{пал}$  та корисного навантаження  $G_{н}$ , тобто

$$G = G_{пл} + G_{cy} + G_{пал} + G_{н}.$$

Це рівняння виражає баланс ваги літака. Якщо в правій частині цього рівняння виразити ваги доданків через відповідні властивості літака, то одержимо рівняння, що пов'язує вагу літака з його різноманітними властивостями. **Таке рівняння, яке пов'язує в єдине ціле властивості літака та притому у певних кількостях, буде вже не рівнянням балансу ваги, а рівнянням існування літака,** тому що в ньому будуть відображені не тільки зв'язки різних властивостей і якостей літака, але й можливість здійснення їх у певних кількостях в одному літаку.

Знайдемо аналітичний вираз для рівняння існування літака. Вага планера залежить від загальної ваги літака (чим більше вага літака  $G$ , тобто та вага, яку доведеться нести планеру, тим більше буде і вага планера), від розрахункового перевантаження (чим більше розрахункове перевантаження  $n$ , тим більше буде вага планера), від подовження крила (чим більше подовження  $\lambda$ , тим більше згинальні моменти, тим менше хорда, тим менше висота перерізу, тим більше будуть перерізи силових елементів крила, отже, тим більше вага планера), від відносної товщини профілю, від звуження та т. ін.:

$$G_{пл} = F (G, n, \lambda, \bar{c}, \eta, \dots)$$

Аналогічно, вага силової установки є функцією ваги літака, питомої ваги, максимальної горизонтальної швидкості та т.ін. , тобто

$$G_{cy} = \Phi (G, \gamma, f, V_{max}, \dots).$$

Вага паливної системи залежить від ваги літака, питомої витрати двигуна, висоти і швидкості на крейсерському режимі польоту, аеродинамічної якості, дальності польоту літака та т. ін.:

$$G_{пал} = \Psi (G, C_p, V_{кр}, H, K, L, \dots).$$

Вага повного навантаження складається з ваги екіпажа, озброєння і устаткування, що ми хочемо дати літаку:

$$G_H = \Theta (G_{ек}, G_{об}, G_{озбр}, \dots).$$

Таким чином, можна записати:

$$G = F (G, n, \lambda, \bar{c}, \eta, \dots) + \Phi (G, \gamma, f, V_{max}, \dots) + \\ + \Psi (G, C_p, V_{кр}, H, K, L, \dots) + \Theta (G_{ек}, G_{об}, G_{озбр}, \dots).$$

**Це рівняння називається рівнянням існування літака або просто рівнянням існування, тому що воно показує, які саме якості та в яких кількостях є в літаку. Але в цьому вигляді рівняння існування для застосування й аналізу незручно, тому що абсолютна вага літака не дозволяє порівнювати різні літаки через розбіжності в їхній вазі, потужності, опорах та ін. Необхідно, не відмовляючись від змісту і сутності рівняння існування літака – цього критерію реальності, – знайти іншу його форму, що приводить всі літаки до одного масштабу і дозволяє порівнювати їх між собою.**

Якщо ми розділимо обидві частини рівняння існування на вагу літака, одержимо рівняння у формі відносної ваги

$$1 = \xi_{пл} + \xi_{су} + \xi_{пал} + \xi_{н},$$

де

$$\xi_{пл} = f(G, n, \lambda, \bar{c}, \eta, \dots);$$

$$\xi_{су} = \varphi(G, \gamma, f, V_{max}, \dots);$$

$$\xi_{пал} = \psi(G, C_p, V_{кр}, H, K, L, \dots);$$

$$\xi_{н} = \vartheta(G_{ек}, G_{об}, G_{озбр}, \dots).$$

У цьому рівнянні властивості літака віднесені до кілограма його ваги, і тому ним можна користуватися для порівняння літаків один з одним за ступенем використання одиниці маси, тобто за ступенем їх досконалості. **У такому вигляді рівняння існування зручно для аналізу і для оцінювання як існуючих, так і майбутніх літаків. Зміст цього рівняння полягає в тому, що будь-яку якість літака обов'язково будемо пов'язувати з масою, яку визначає умова існування цієї якості в необхідній нам кількості.**

## 1.2. Початковий період існування авіації

Кожний, хто пробував конструювати, виготовляти не тільки повнорозмірні літальні апарати важче повітря, але навіть їх моделі або літаючі іграшки, уявляє, що одним з основних завдань проектування є забезпечення літального апарата двигуном такої потужності, яка була б достатньою для підтримання його в повітрі.

М. В. Ломоносов в 1754 році запропонував піднімати прилади для вивчення верхніх шарів атмосфери за допомогою гелікоптера, побудував його модель із годинниковим механізмом (пружинним двигуном) як джерелом енергії. Однак ця модель (рис. 1.1), хоча і створювала піднімальну силу, але не могла підняти себе в повітря. Ту ж долю мали більш пізні моделі з годинниковими механізмами, побудовані іншими вченими та конструкторами.

Тим часом, у 1784 р. модель гелікоптера Лонуа та Бьенвеню (рис. 1.2) з джерелом енергії у вигляді звичайного лука, вже літала, а до 1858 р. численні моделі гелікоптерів з гумовими джерелами енергії літали дуже добре (рис. 1.3). Чому ж моделі 1754 р. з пружинним двигуном не літали?



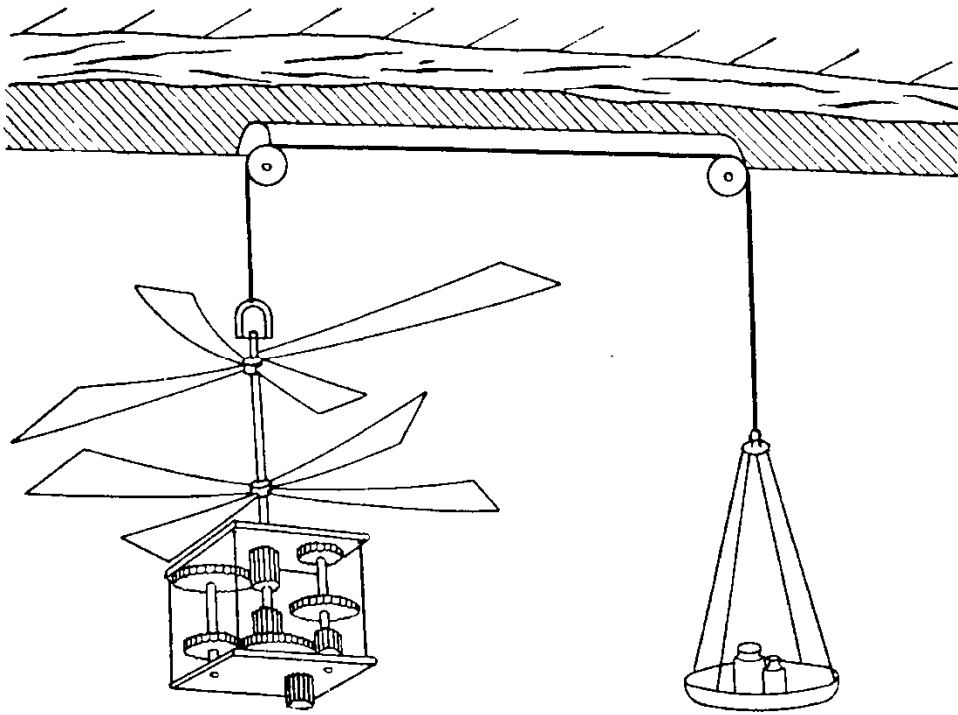


Рис. 1.1. Схема випробування моделі гелікоптера М. В. Ломоносова

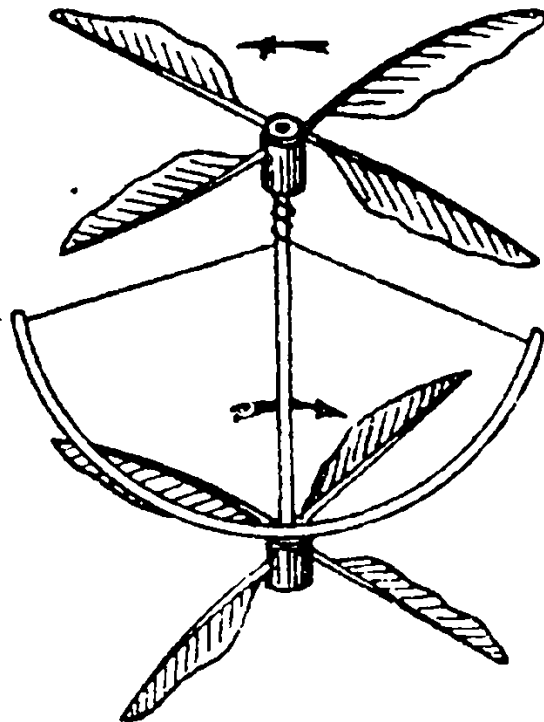


Рис. 1.2. Гелікоптер Лонуа и Бьенвеню (1784 р.)



Рис. 1.3. Літаючі моделі гелікоптерів (1858 р.)

М. В. Ломоносов, вимірявши на вагах піднімальну силу моделі, встановив, що треба збільшити силу пружини та зменшити вагу коробки, тобто він розумів, що необхідно збільшити потужність двигуна моделі при зменшенні її ваги. Такий висновок не роз'ясняє причин, які зумовлюють можливість польоту моделі. Будь-який матеріал здатний при деформації акумулювати енергію. Гумовий двигун при однакових вазі та часі роботи міг передати моделі потужність, в 17 разів більшу, ніж пружинний (сталевий). Так було з моделями гелікоптерів і з моделями літаків 1858 р.: модель Тампля з пружинним двигуном не літала, а модель Жульєна з гумовим двигуном літала.

Неприйнятні співвідношення між потужністю силової установки та вагою всього апарата мали і на літаках. Слід зазначити, що для перших спроб побудувати літак було характерно мале навантаження на квадратний метр площі крила ( $p = G/S \approx (4\div 6) \text{ кг/м}^2$ ), що обумовлювалося в основному наслідуванням птахам, які мають невелике навантаження на квадратний метр. Незважаючи на це, перші літаки не літали навіть у моделях (Стрингфелло, Хенсон, Тампль). З якою же причини?

Розглянемо можливості, якими, виходячи з рівня техніки того часу, мав конструктор для побудови двох основних частин літака: планера, який створює піднімальну силу для зрівноважування ваги літака, і двигуна, який створює тягу для подолання опору повітря при русі.

У розглянутий період розвинена меблева промисловість, яка освоїла виробництво тонких і ажурних виробів із дерева, забезпечила для планерів перших літаків досить розвинену виробничу базу. Сосна, надзвичайно розповсюджений у цій промисловості та легко оброблюваний вихідний матеріал, виявилася для планерів літаків дуже вигідною з погляду ваги конструкції матеріалом, тому що мала велику питому міцність (питома міцність на розтягання для сосни дорівнює  $1,6 \times 10^6 \text{ см}$ , що дотепер

не уступає сучасним матеріалам, наприклад, для дуралюміна  $1,8 \times 10^6$  см, а для нержавіючої сталі  $1,5 \times 10^6$  см). Будівництво дерев'яних мостів і кораблів, що досягло на той час високого рівня розвитку та розвиток будівельної механіки, забезпечили прообрази легких просторових конструкцій у вигляді ферм і розтягнутих щогл вітрильних кораблів, а калібрований, сильно нагартований, високоміцний дрiт, який поставлявся металургійною промисловістю для музичних інструментів, був використаний для виготовлення легких (малого перетину) розтяжок для ферм. Як бачимо, **рівень розвитку науки та виробництва кінця XIX ст. давав можливість конструювати та будувати планери літака з досить високим ступенем вагової досконалості.**

Кінець XIX ст. був початком впровадження теплових двигунів у промисловість і суднобудування. Це був час становлення парових двигунів. У той час промисловість потребувала від таких двигунів надійності та достатнього ресурсу (незважаючи на вагу), і тільки суднобудування, виходячи з необхідності збільшення ваги перевезеного кораблем вантажу, висувало вимогу зменшення ваги як самих двигунів, так і силових установок. Проте питома вага судових парових двигунів довгий час залишалася дуже високою. Питома вага англійських судових двигунів досягав у той час 30–40 кг на одну кінську силу. Що ж міг дати такий двигун літаку?

Звернемося до рівняння існування літака. Для додання літаку основної його властивості, тобто здатності літати, необхідно було зробити такий планер, який міг би створити піднімальну силу, що дорівнює вазі літака, і поставити на нього двигун, здатний дати літаку тягу, яка дорівнює опорі його планера.

Ця тяга може бути виражена, з одного боку, як потужність двигуна, помножена на коефіцієнт тяги, тобто  $N \cdot k_p$ , з іншого боку, вона має дорівнювати аеродинамічному опорі літака, тобто його вазі, поділеній на аеродинамічну якість  $G/K$ . Обидві ці умови можна аналітично навести виразом

$$k_p \cdot N = G/K,$$

звідки

$$N = G/k_p \cdot K.$$

Щоб силова установка розвивала потужність в  $N$ , к.с., її вага має визначатися з рівності

$$G_{cy} = N \gamma_{cy} = G \frac{\gamma_{cy}}{k_p K}.$$

Таким чином, для створення тяги, що дорівнює опорі, силова установка має становити таку частку ваги літака:

$$\xi_{cy} = \frac{G_{cy}}{G} = \frac{\gamma_{cy}}{k_p K}.$$

Для розглянутого часу дуже високими значеннями були  $\xi_{cy} = 30$  кг/к.с.,  $K = 9$  і  $k_p = 3$  кг/к.с., при яких  $\xi_{cy} = 1,1$ .

Для літаків цього часу характерними були такі вагові дані:

а) вага планера становила від 0,4 до 0,6 повної ваги літака, тобто  $\xi_{пл} \approx 0,5$ ;

б) вага екіпажу, обладнання і палива становила від 0,05 до 0,1 ваги літака, тобто

$$\xi_n + \xi_{пал} \approx 0,075.$$

Таким чином, сума відносних ваг в усіх частин літака становила  $1,1+0,5+0,075 \approx 1,7$ . Ця сума значно перевищувала одиницю, що свідчить про неможливість створення літака. **При існуючому в той час рівні техніки створити літак було неможливо тому, що він не був здатний створити піднімальну силу, що дорівнює вазі літака.** Відповідно до моделі М. В. Ломоносова він був здатний зрівноважити тільки частину своєї ваги ( $1:1,7 = 0,59$ ).

Якщо ми задамося питанням, якою ж мала бути питома вага силової установки  $\xi_{cy}$ , щоб літак при  $\xi_{пал} = 0,08$ ,  $\xi_{пл} = 0,61$ ,  $k_p = 3$  і  $K = 9$  зміг триматися в повітрі, то з рівняння існування літака одержимо  $\gamma_{cy} = 8,3$  кг/к.с. Відстань між наявною питомаю вагою силової установки 30 кг/к.с. і потрібною для польоту 8,3 кг/к.с. була величезна.

Як показує рівняння існування, скоротити цю відстань можна, з одного боку, зменшенням ваги планера  $\xi_{пл}$  і збільшенням аеродинамічної якості  $K$ , тобто поліпшення вагової та аеродинамічної досконалості планера; з іншого боку, зменшенням питомої ваги двигуна  $\xi_{cy}$ . Для знаходження цих шляхів були проведені роботи з вивчення польотів і визначення способів поліпшення ваги і якості планера. Така робота, наприклад, Ле Брі (1857 року), показана на рис. 1.4. Оскільки головною перешкодою для здійснення польоту була велика питома вага двигунів, основні зусилля були спрямовані на її зменшення.

Істотного результату на цьому шляху домогся Тампль, що створив замість важкого парового «казана» систему жарових труб, що сильно збільшило поверхню нагрівання та паропроодуктивність. Це знизило вагу «казана» на кілограм виробленої ним пари, розміри «казанів» істотно зменшилися, тому вони полегшали. Такі «казани» («казани» Тампля) швидко прижилися у флоті, однак навіть із такими «казанами» питома вага літакової силової установки залишалася ще неприйнятною.

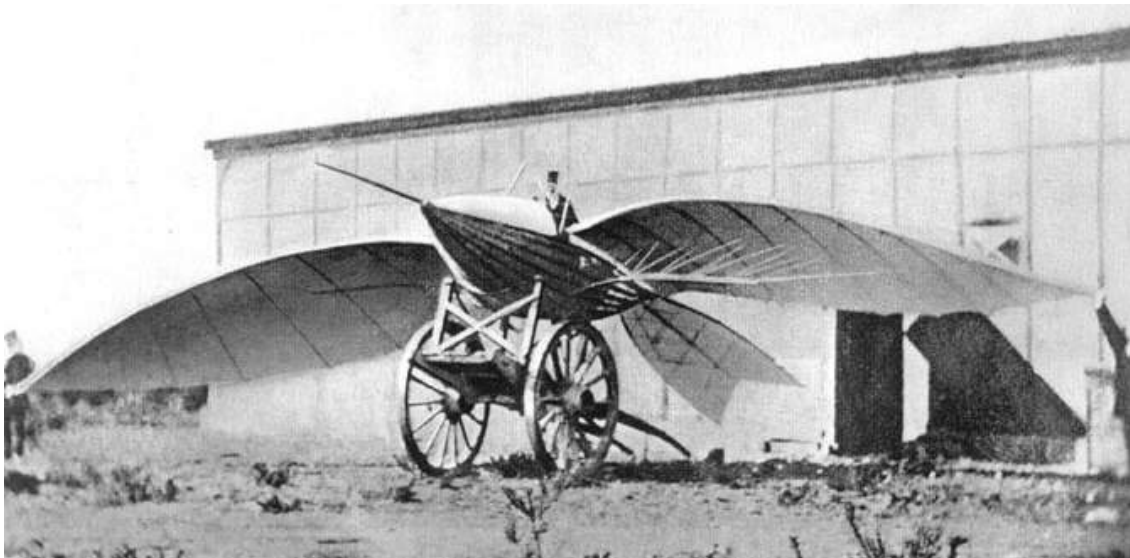


Рис. 1.4. Планер Ле Брі (1857 р.)

Олександр Федорович Можайський був першим конструктором, який зрозумів всю важливість спільного вирішення питань аеродинамічної якості літака та питомої ваги двигуна, а також важливість знаходження потрібного співвідношення ваги літака, площі несучих поверхонь і потужності двигуна, а також домігся потрібного комплексу цих властивостей для польоту літального апарата (рис. 1.5). Він вирішував ці питання, користуючись літаючими моделями з гумовим двигуном і повітряними зміями, піднімаючи на останніх спочатку вантаж, а потім і самого себе.



Рис. 1.5. Модель літака О. Ф. Можайского (1883 р.)

Заміряючи силу натягу буксирувального троса і вагу, яка піднімається при цьому, він визначив можливу аеродинамічну якість апарата та співвідношення його ваги до площі несучої поверхні залежно від швидкості повітря. Знаючи вагу планера на квадратний метр несучої поверхні апарата, Можайський зміг визначити необхідну вагу та потужність двигуна, тобто його питому вагу.

Відсутність двигунів малої питомої ваги не збентежило О. Ф. Можайського. Він сам удосконалив водотрубний казан Тампля, спроектував полегшені парові машини (рис. 1.6), у результаті чого створив для літака два двигуни потужністю в 20 і 10 к.с. вагою 48 і 28 кг і до них казан з холодильником вагою 85 кг.

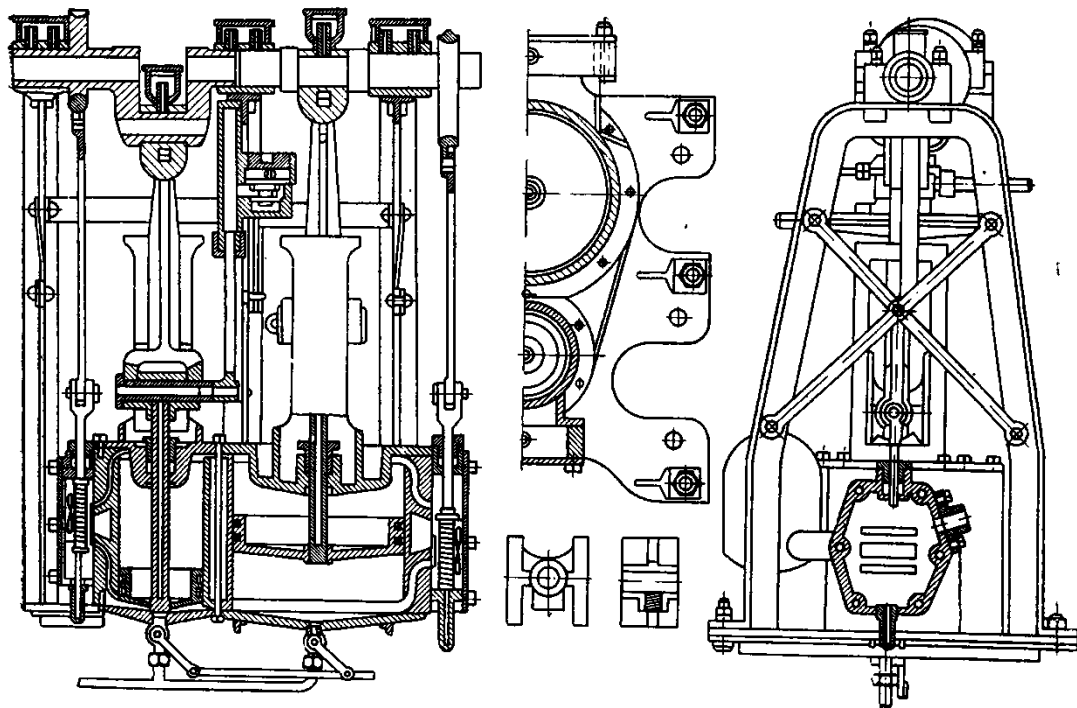


Рис. 1.6. Паровий двигун аероплана О. Ф. Можайського

Якщо до цієї ваги додати ще 80 кг ваги гвинта, передачі та інших механізмів, то можна сказати, що О. Ф. Можайський створив силову установку з питомою вагою 8 кг/к.с. Для його літака з  $K = 9$ ;  $\xi_{пл} = 0,61$ ,  $\xi_{пал} = 0,08$  при  $k_p = 3$ , як ми бачили вище, необхідно було щоб силова установка мала питому вагу не більше 8,3 кг/к.с. (приблизні дані літака Можайського:  $G = 950$  кг;  $G_{cy} = 240$  кг;  $G_H = 80$  кг;  $G_{пл} = 610$  кг;  $S = 370$  м<sup>2</sup>,  $K_{\alpha=15^\circ} = 3,7$ ;  $K_{\alpha=8^\circ} = 9$ . Таким чином, **О.Ф. Можайському першому вдалося створити планер і силову установку, характеристики яких відповідали рівнянню існування літака.** Однак різниця між необхідними та наявним питомими вагами була невеликою.

Природно, що такий літак, хоча й відірвався від землі, використовуючи похилу доріжку для зльоту, але, маючи малий надлишок

потужності, звичайно, довго летіти не міг. Отже, О. Ф. Можайський вперше у світі вирішив питання балансу ваги й піднімальної сили, тяги й опору. Цей перший у світі політ відбувся в 1882 р. і завершився поломкою літака. На відновлення літака коштів не було, тому подальшу роботу над ним О.Ф. Можайському довелося припинити. Поломка літака Можайського – не випадковість, вона була закономірною. Літак майже не мав надлишку потужності, тому не міг боротися із втратою швидкості. Крім того, він не мав органів поперечного керування, поломка, очевидно, і відбулася при падінні літака на крило внаслідок втрати швидкості та некерованого крену. Ця причина аварії довго не була усвідомлена. Так, через багато років, літаки «Авіон I» (1890 р.) і «Авіон III» (1897 р.) французького інженера Адера після відриву від землі зламалися через некерований крен (рис. 1.7). Таке відбулося із літаком (рис. 1.8) англійського інженера Максима (1894 р.).

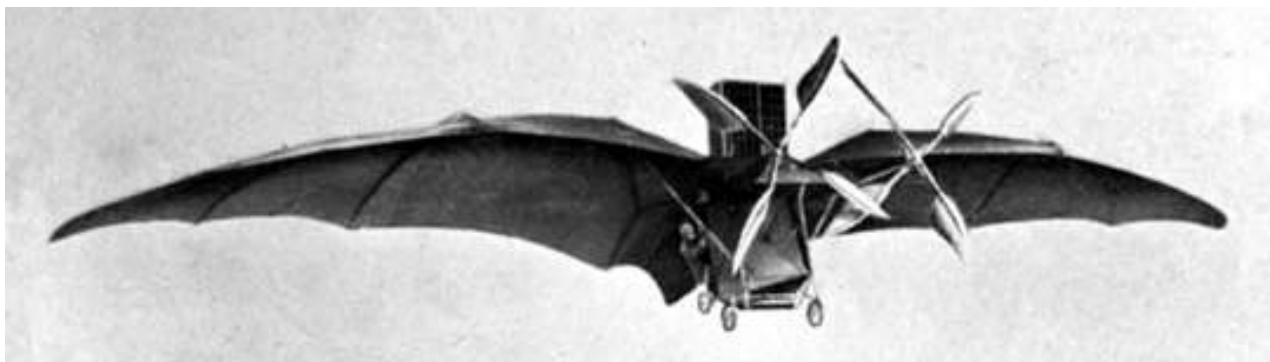


Рис. 1.7. Літак Адера «Авіон III» (1890 р.)

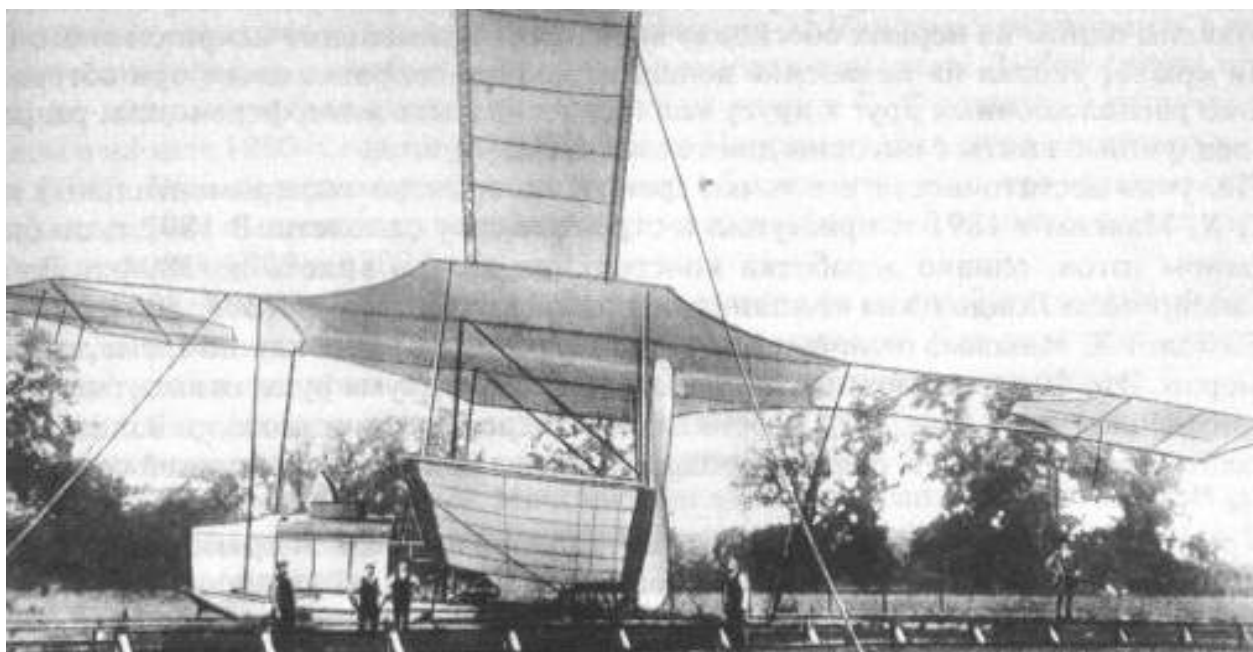


Рис. 1.8. Літак Максима (1894 р.)

Однак подібні, нехай навіть невдалі, спроби відірватися від землі свідчили про те, що питання енергетичного балансу вирішено позитивно, а отже, створити на базі техніки того часу літак, здатний відірватися від землі, цілком можливо. Пломки ж свідчили тільки про те, що необхідно вирішити питання про надання літаку стійкості та керованості в повітрі, щоб він міг літати надійно, безпечно, тривало, у бажаному напрямку.

Серед тих учених і конструкторів, які зайнялися вирішенням цього питання, особливо треба відзначити німецького інженера Отто Лілієнталя, який займався (з 1891 р.) польотами на планерах (рис. 1.9). Пізніше (в 1896 р.) почав свої льотні експерименти з планерами американський професор Шанют, який вдало застосував на планері пристрій, що дозволяє змінювати за бажанням льотчика кут між крилом і оперенням, тобто застосував рухоме горизонтальне оперення, аналогічне встановленому на літаку О. Ф. Можайського. І все-таки поперечної стійкості та керованості планеру не вистачало.



Рис. 1.9. Політ Лілієнталя на планері

Таким чином, до початку ХХ сторіччя виявилися всі передумови для створення такого літака, який міг би підтримувати себе в повітрі, а також бути стійким і керованим у польоті, що було підтверджено (в 1903 р.) польотами братів Райт (рис. 1.10).





Рис. 1.10. Перший політ Флаєра 1–17 грудня 1903 року, пілотує Орвілл, Уїлбер – на землі

Пізніше (в 1906 р.) у Франції почали літати на своєму літаку бразилець Сантос-Дюмон, французи Фарман, Блеріо, Вуазен (рис. 1.11), а потім (до 1909 р.) з'явилися літаки в Америці (Кертісс), у Росії (Гаккель) (рис. 1.12) і в Англії (Уайт).



Рис. 1.11 Літак Вуазена (1907 р.)

Необхідно відзначити, що в цей період у двигуно- та літакобудуванні були впроваджені **три вирішальних удосконалення**. Першим із них варто вважати **створення замість парової машини бензинового двигуна внутрішнього згоряння** (на базі автомобільного двигуна), який працював за циклом Отто. Він був більш легким, більш простим у керуванні, більше надійним у роботі.



Рис. 1.12. Літак Гаккеля (1909 р.)

Маючи питому вагу близько 2–4 кг/к.с. (замість 4–6 кг/к.с. у кращих парових установок), цей двигун міг розвивати потужність, істотно більшу потужності, потрібної для горизонтального польоту, що дозволяло не так сильно побоюватися втрати літаком швидкості (табл. 1.1).

Таблиця 1.1

**Питома вага двигунів**

Параметри	Двигуни внутрішнього згоряння			Парові двигуни		
	Райт	Антуанетт Левасера	Менлі	Можайський	Адер	Максим
N, к.с.	25	50	50	30	40	300
G <sub>cy</sub> , кг	90	100	120	240	200	1300
γ <sub>cy</sub> , кг/к.с.	3,6	2,0	2,4	8,0	5,0	4,5

**Другим удосконаленням** були елерони, введені Фарманом, замість пристрою, який перекошував крила, що полегшило і зробило більш ефективним поперечне керування літаком.

**Третім удосконаленням** було введення коліс (Пільчер-Ваузен) замість полозків, які застосовувалися братами Райт, що дозволило літаку злітати з рівної відкритої площадки без допомоги катапульт.

Розробленням теорії польоту та експериментами на ротативних і вентиляторних машинах займалися Кейлі (Англія, 1880-ті роки), Ланглей (США, 1887 р.), Лілієнталь (Німеччина, 1889 р.), Шанют (США, 1894 р.). Але першою серйозною авіаційною науково-дослідною базою була

аеродинамічна лабораторія з аеродинамічною трубою (рис. 1.13), створена в 1902 р. у Московському університеті професором Миколою Єгоровичем Жуковським. Аналогічні наукові лабораторії були закладені Ейфелем у Франції в 1909 р., Прандтлем у Німеччині. Крім того, успішний політ літака братів Райт теж був обумовлений численними дослідженнями в аеродинамічній трубі (рис. 1.14).

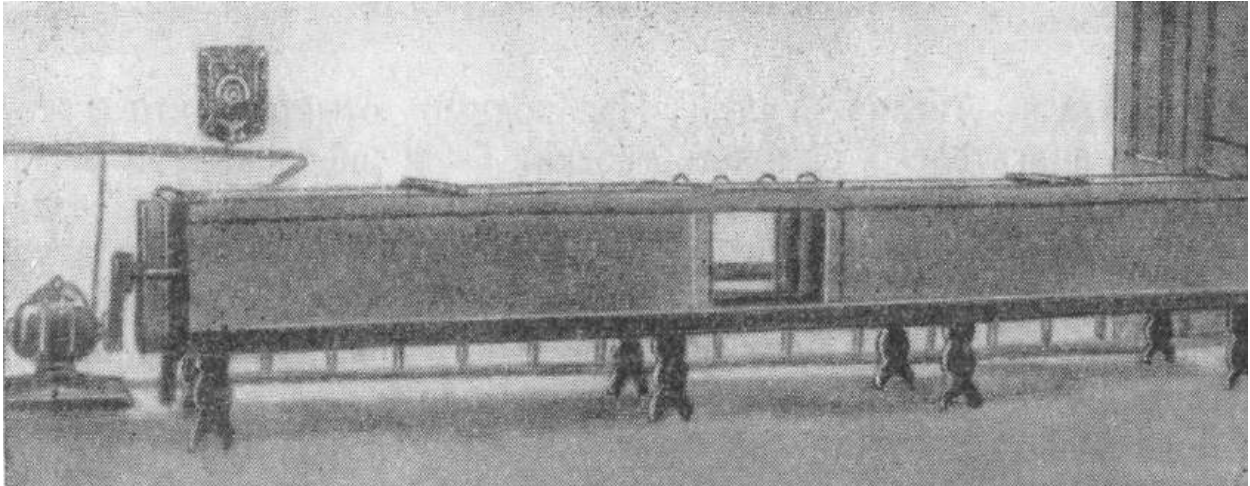


Рис. 1.13. Перша аеродинамічна труба, побудована М. Є. Жуковським у 1902 р.



Рис. 1.14. Копія аеродинамічної труби братів Райт у Центрі авіації та Космонавтики у Вірджинії

Отже, до 1909 р. авіація вже мала літаки, які досить надійно літали і були керованими в повітрі. З цього часу починається перший період розвитку авіації, період її становлення, який тривав до Першої світової війни.

### 1.3. Становлення авіації (1909–1914 рр.)

Початок становлення авіації було ознаменовано першим позааеродромним польотом француза Фармана, який здійснив 30 жовтня 1908 р. переліт довжиною 28 км із Шалона в Реймс на літаку «Фарман», виготовленому в майстернях братів Вуазен, а також польотом француза Блеріо на сусідній аеродром (14 км) і назад, зробленим їм наступного дня (31 жовтня 1908 р.), щоправда, з двома вимушеними посадками. Літаки, на яких були виконані ці польоти, мали дані, наведені в табл. 1.2.

Таблиця 1.2

#### Льотно-технічні дані літаків, які здійснили перші перельоти

Літак	G, кг	G <sub>ек</sub> , кг	G <sub>пл</sub> , кг	G <sub>дв</sub> , кг	G <sub>су</sub> , кг	G <sub>пал</sub> , кг	S, м <sup>2</sup>	L, м	λ <sub>еф</sub>
Фарман I	530	70	270	142	170	20	40	10	2,8
Блеріо VIII	480	70	230	142	170	10	26	9	2,8

Продовження таблиці 1.2

#### Льотно-технічні дані літаків, які здійснили перші перельоти

Літак	η <sub>в</sub>	N <sub>дв</sub> , к.с.	C <sub>x0</sub>	K <sub>max</sub>	C <sub>y пос</sub>	V <sub>max</sub> , км/год	V <sub>пос</sub> , км/год	P, кг/м <sup>2</sup>	q, кг/к.с.
Фарман I	0,6	50	0,111	4,7	1,2	60	45	13,2	10,6
Блеріо VIII	0,6	50	0,085	5,0	1,2	70	56	18,4	9,6

За першими позааеродромними польотами було багато інших: переліт через Ламанш Блеріо на літаку «Блеріо XI» (рис. 1.15, 1.16) і т. ін.). У результаті наступних поліпшень літаки до Першої світової війни мали значно кращі дані (табл. 1.3).



Рис. 1.15. Літак Блеріо XI, на якому було здійснено переліт через Ламанш

Таблиця 1.3

**Льотно-технічні показники літаків 1907 – 1914 рр.**

Літак	Льотні показники				Техніко-конструктивні показники										
	$V_{\max}$ , км/год	$V_{\text{пос}}$ , км/год	L, км	$t_{\text{пол}}$ , год	$G_{\text{ек}}$	$G_{\text{пал}}$	$G_{\text{су}}$	$G_{\text{пл}}$	G	$\xi_{\text{пл}}$	$\xi_{\text{су}}$	$\xi_{\text{пал}}$	$\xi_{\text{н}}$	$S$ , м <sup>2</sup>	l, м
					кг										
Фарман I (1907 р.)	60	45	30	0,5	70	20	140	300	530	0,57	0,26	0,04	0,13	40	10
Фарман VIII (1914 р.)	90	60	150	2	170	70	145	275	660	0,42	0,22	0,11	0,25	35	14
Вуазен (1914 р.)	108	70	500	5	170	180	270	530	1150	0,45	0,24	0,16	0,15	39	15

Продовження таблиці 1.3

**Льотно-технічні показники літаків 1907 – 1914 рр.**

Літак	Льотні показники				Техніко-конструктивні показники							
	$\lambda$	$\eta_{\text{в}}$	$k_{\text{су}}$	$P=G/S$ , кг/м <sup>2</sup>	$\mu=N/G$ , к.с./кг	Тип двигуна	Охолодження	N, к.с.	$n_{\text{дв}}$ , об/хв.	$U_{\text{дв}}$ , кг/к.с.	$C_{\text{е}}$ , гр/к.с.	
Фарман I (1907 р.)	<b>3,1</b>	0,6	1,4	13	0,095	Антуанетт	Водяне	50	<b>1200</b>	<b>2,0</b>	<b>300</b>	
Фарман VIII (1914 р.)	<b>6,5</b>	0,7	1,2	19	0,121	Гном	Повітряне	80	<b>1200</b>	<b>1,5</b>	<b>370</b>	
Вуазен (1914 р.)	<b>6,25</b>	0,7	1,4	30	0,117	Сальмсон	Водяне	135	<b>1900</b>	<b>1,4</b>	<b>245</b>	





Рис. 1.16. Фотографія перельоту 25 липня 1909 р.

Встановимо, чим же були викликані ці поліпшення. Для цього повернемося до рівняння існування літака та встановимо, від яких виробничих, конструктивних і наукових досягнень залежало поліпшення літака.

По-перше, для практики необхідно було збільшити час знаходження літака в повітрі, що викликано необхідністю збільшення дальності польоту. По-друге, для забезпечення розвідки довелося збільшити екіпаж до двох чоловік. По-третє, виявилось, що для льотчика не викликає особливих утруднень злітати та сідати при більш високих злітних і посадкових швидкостях (остання обставина дозволила збільшити максимальні швидкості літака).

Технічним чинником, який зумовив поліпшення, стало зменшення питомої ваги двигунів в основному за рахунок виробничих і конструктивних досягнень. Основною «хворобою» двигунів того часу (1908–1914 рр.) була ненадійність, та й питома вага їх була ще досить великою. Зменшення останньої шукали у відмові від водяного охолодження та у використанні обдуву циліндрів зустрічним потоком повітря. В 1908 р. у Франції фірмою Анзані був випущений гоночний мотоцикл із трициліндровим двигуном повітряного охолодження, з карбюраторним живленням потужністю 25 к.с. і з питомою вагою 2,6 кг/к.с.

На літаку Блеріо XI, на якому був встановлений цей двигун, 25 липня 1909 р. і був виконаний знаменитий переліт через Ламанш. Але швидкості літаків того часу були недостатні для охолодження двигуна, тому через 20 хвилин польоту він перегрівався та переставав працювати. Політ Блеріо тривав 33 хвилини. Якби не дощ і туман, які йому довелося перебороти в другій половині шляху (що, безумовно, сильно допомогло охолодженню двигуна), досить імовірно, що йому так само, як і Латаму, який незадовго перед Блеріо намагався перелетіти Ламанш, довелося б через перегрів двигуна сісти в море.

Спроби штучно обдувати двигун успіху не принесли, і тільки поява ротативних двигунів, які використали для обдуву циліндрів не тільки швидкість літака, але й колову швидкість обертання самого двигуна, дозволили одержати гарне охолодження, значно підвищити надійність двигунів.

Таким двигуном виявився двигун фірми Гном (рис. 1.17), який швидко завоював перше місце серед авіаційних двигунів, незважаючи на істотні недоліки: малі межі регулювання потужності, що призводило до необхідності користуватися тимчасовими вимиканнями двигуна в польоті; велика питома витрата палива (330 г/к.с. год) і масла (40 г/к.с. год); необхідність використання тільки нерозчинного в бензині касторового масла.



Рис. 1.17. Ротативний двигун повітряного охолодження «Гном»

Як видно з табл. 3, зменшення питомої ваги двигуна «Гном» дозволило підвищити енергооснащеність літака з 0,095 до 0.12 к.с./кг. Але велика питома витрата палива та масла перешкоджали отриманню великої дальності, тому конструктори двигунів повернулися до двигунів водяного охолодження, питома витрата палива яких була значно меншою, ніж у ротативних двигунів повітряного охолодження. Одним із вдалив двигунів такого типу виявився двигун фірми Сальмсон, який мав при питомій вазі 1,4 кг/к.с. питому витрату 0,245 кг/к.с. година (рис. 1.18). При великій дальності, або, що те ж саме, при великій тривалості польоту, цей двигун виявився вигідніше двигуна фірми Гном; вага двигуна та палива, яке витрачається на політ, віднесені до 1 к.с у нього виявилися менше, ніж у Гнома (табл. 1.4).



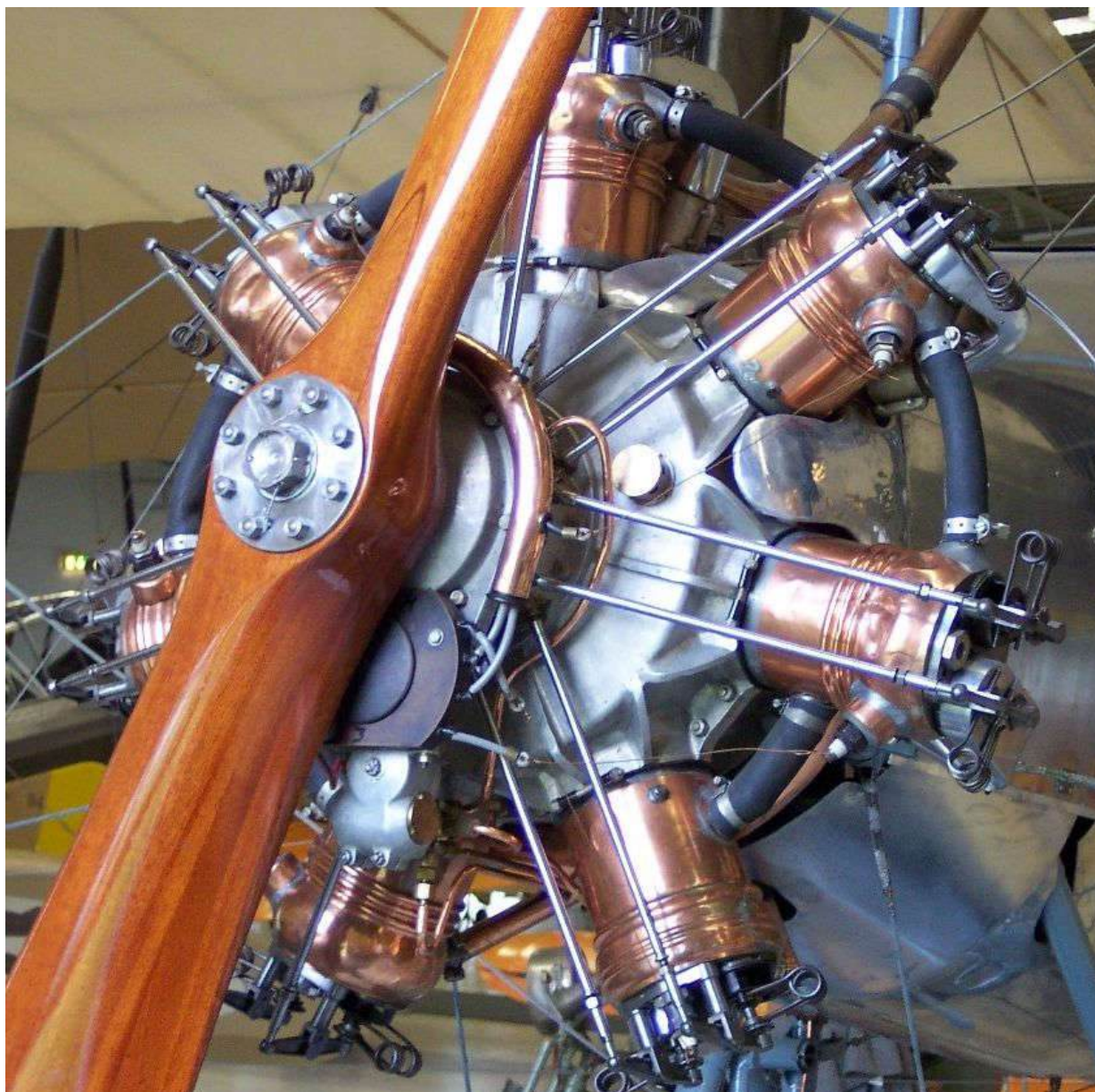


Рис. 1.18. Ротативний двигун водяного охолодження «Сальмсон»

Таблиця 1.4

**Порівняльні характеристики двигунів**

Фірми	$k_{cy} \gamma_{дв}$	$C_e$	$t = 1,5$ год		$t = 5$ год	
			$C_e \cdot t$	$k\gamma + C_e \cdot t$	$C_e \cdot t$	$k\gamma + C_e \cdot t$
Гном	1,8	0,37	0,55	2,35	1,85	3,65
Сальмсон	2,0	0,25	0,37	2,37	1,25	3,25

Як бачимо, при півторагодинному польоті суми питомої ваги силової установки та палива практично однакові в обох двигунів. При п'ятигодинному польоті в другого, незважаючи на гіршу питому вагу силової установки, ця сума виявляється на 12% менше. До того ж двигуни

водяного охолодження виявилися значно надійніше, без чого реалізувати можливу для літака дальність і тривалість польоту не вдалося б.

Варто звернути увагу на те, що у фірми Сальмсон питома вага сухого двигуна була менше, ніж у фірми Гном. Це тому, що на ньому були підвищені обороти до 1900 об/хв проти 1200 об/хв у Гнома. Треба відзначити, що підвищення оборотів завжди у будь-якій машині приводить до її полегшення, тому що потрібний момент на валу на 1 к.с. знижується зі збільшенням оборотів, а від нього сильно залежить питома вага.

Крім того треба відзначити, що поліпшення льотних даних відбулося також і тому, що до цього часу ККД гвинтів став вище, тому що вони попередньо вже спрацьовувалися в аеродинамічних лабораторіях.

По-третє, збільшення навантаження на  $1 \text{ м}^2$ , яке супроводжувало зростання посадкової швидкості, разом з поліпшенням конструктивно-міцнісної сторони планера, приводило до зменшення  $\xi_{\text{пл}}$  (з 0,57 до 0,45) і дозволяло зменшити коефіцієнт лобового опору  $c_x$  і збільшити подовження крила  $\lambda$  (з 3,1 до 6,5).

У результаті збільшення тягоозброєння навантаження на  $1 \text{ м}^2$  і подовження привели до збільшення швидкості польоту з 60 км/год до 90 – 110 км/год при збільшенні посадкової швидкості з 45 км/год тільки до 60 км/год.

На прикладі «Фармана 16» і «Вуазена» треба відзначити, що з необхідності створення літака з більшим корисним навантаженням (240 кг для «Фармана 16» і 350 кг для «Вуазена») це було досягнуто збільшенням не частки ваги цього навантаження ( $\xi_{\text{ек}} + \xi_{\text{пал}} = 0,36$  у «Фармана 16» і 0,31 у «Вуазена»), а повної ваги літака (з 660 до 1150 кг).

Цей метод збільшення польотної ваги при збільшенні ваги корисного навантаження завжди застосовували і надалі, тому що іншого шляху не було. Дійсно, щоб не погіршувати льотно-технічні дані, частку ваги двигуна намагалися не зменшувати ( $\xi_{\text{су}} \approx 0,22-0,24$ ), частка ваги планера ( $\xi_{\text{пл}} \approx 0,42-0,45$ ) не залежала від волі конструктора, а була обумовлена в основному міцністю та рівнем техніки. Отже, на екіпаж, обладнання та паливо доводилася певна, мало мінлива, частка ваги ( $\xi_{\text{н}} + \xi_{\text{пал}} \approx 0,36-0,31$ ), що змушувало при збільшенні абсолютного значення цих навантажень збільшувати абсолютну вагу літака.

Як уже вказувалося, прообразами літака за конструкцією були досить відомі в теорії та освоєні в практиці мостові ферми і корабельний стоячий такелаж (щогли, ванти, розтяжки), що видно з порівняння силових схем мостів, кораблів і літаків. Крила робили або у вигляді просторової ферми із двома несучими планами (верхнім і нижнім), з'єднаними між собою стояками-розпірками та розкосами-розтяжками, або у вигляді одного плану, підтримуваного розчалюваннями, прикріпленого до кабана (рис. 1.19).

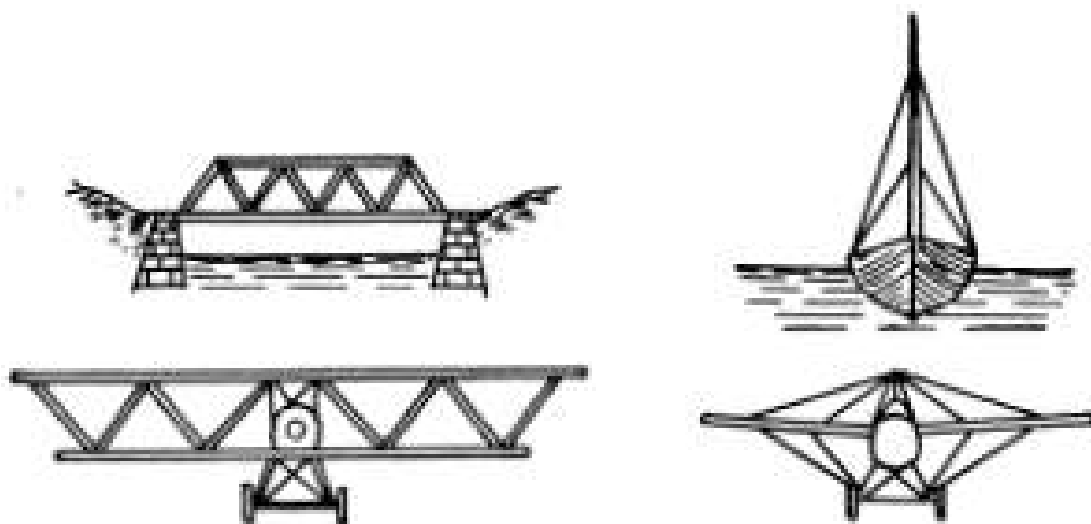


Рис. 1.19. Силкові схеми мостів, щогл кораблів і літаків

Теорія розрахунку таких ферм була досить добре розроблена, але зовнішні навантаження як у польоті, так і при зльоті-посадці в той час ще не вивчені внаслідок нерозробленості динаміки польоту та посадки. Це при недостатньо відпрацьованій у той час керованості призводило до частих катастроф через недостатню міцність. Так, на початку 1910 р. на літаках Блерію, на яких двигуни Анзані в 25 к.с. були замінені двигунами Гном в 50 к.с., два пілоти, Делагранж і Леблон, загинули явно через те, що міцність літака при збільшенні швидкості польоту виявилася недостатньою. Після посилення конструкції планера катастрофи припинилися. Восени 1910 р. у Петербурзі на авіаційному святі через розірвану в польоті розтяжку загинув пілот Мацієвич. Восени того ж року, вперше перелетівши Альпи та уже спускаючись у долину, загинув французький льотчик Шавез, у якого крила літака зложилися вниз. Ця втрата вже ясно показала, що на літак можуть діяти не тільки сили, спрямовані знизу нагору, але й сили, спрямовані зверху вниз, що літак треба розраховувати і на ці сили, а льотчикові необхідно прив'язуватися до сидіння. Так, розплачуючись за незнання важкими жертвами, авіація, немов «навпомацьки», рухалася вперед.

Конструктивні схеми – моноплан і біплан – мали нерівне застосування: число побудованих біпланів перевищувало число монопланів. Більша кількість біпланів пояснювалася тим, що при цій схемі легше можна було одержати менше навантаження на  $1 \text{ м}^2$  несучої поверхні та менші розміри крила за розмахом. Це забезпечувало меншу посадкову швидкість, кращу швидкопідйомність і маневреність, тобто головні властивості літака. Крім того, біплани могли будуватися з винесеною вперед гондолою спостерігача, що значно поліпшувало огляд для розвідки (двигун і гвинт могли в цьому випадку розташовуватися позаду, усередині хвостової ферми).

У цей же період (1909–1914 рр.) авіація вперше була використана для вирішення практичних військових завдань. Це відбулося в Тріполітанії під час війни Італії з Туреччиною (1911 р.) і на Балканах під час греко-болгаро-турецької війни (1912 р.). Таким чином, з самого початку практичного використання авіація стала розвиватися під знаком військового застосування. Як тільки літак став машиною (хоча малонадійною), але у змозі виконувати (при гарній погоді) завдання щодо зв'язку та розвідки, всі держави почали вкладати в замовлення на літаки значні кошти, створювати авіаційні військові частини, відпрацьовувати методи підготовки авіаційних кадрів і способи бойового застосування літаків, створювати необхідне авіаційне наземне обладнання, відпрацьовувати структуру авіаційного обслуговування, постачання та ін. Дійсність комплексу цих заходів перевірялася не тільки на щорічних маневрах, але й під час малих воєн 1911 і 1912 рр.

У Тріполітанії (тепер Лівія), де авіація одержала своє перше бойове хрещення, було остаточно встановлено таке:

- літак, як засіб розвідки, корегування та зв'язку дуже ефективний;
- висота в 500 м не гарантує від ураження гвинтовочним вогнем, тому, щоб не бути збитим, необхідно переходити на більші висоти (бронювати літак за ваговими міркуваннями було ще тоді неможливо);
- хоча з літака можна скидати бомби, але ефективність бомбометання внаслідок малої кількості та малого калібру бомб досить незначна, до того ж і за відсутності в той час прицілів. Як ця війна, так і Балканська війна 1912 р. більшого виявити не змогли, тому що в обох цих війнах авіація була тільки в однієї з воюючих сторін і, отже, протидії в повітрі їй створено не було. З таким, далеко неповним, «однобічним», якщо можна так сказати, досвідом авіація підійшла до Першої світової війни.

Цікаво відзначити, що про необхідність протидії авіації в повітрі в ці роки ніхто не думав, тому що вважали, що літак – тільки засіб розвідки і проведення бою у повітрі неможливо. Навіть перший у світі важкий з чотирма двигунами літак Сикорського «Русский витязь», побудований на Російсько-Балтійському заводі, а згодом і «Ілля Муромець», розглядалися як літаки, призначені для далекої розвідки (рис. 1.20).

Тим часом літаки вже володіли технічними передумовами для бою в повітрі – маневреністю і зброєю. Маневреність літака була доведена льотчиком П. Н. Нестеровим, який першим у світі зробив (в 1913 р.) петлю. Зброя у вигляді кулеметів вже була на озброєнні сухопутних і військово-морських сил.

Перед початком Першої світової війни літаки характеризувалися льотно-технічними даними (табл. 1.5).



Рис. 1.20. Літак «Ілля Муромець» (1914 р.).

Таблиця 1.5

### Льотно-технічні дані літаків

Фірни	$V_{\max}$ , км/год	$V_{\text{пос}}$ , км/год	L, км	$G_{\text{ла}}$ , кг	$G_{\text{н}}$ , кг	N, к.с.
Фарман 16	90	60	150	660	240	80
Вуазен	108	70	500	1150	350	135

Слабким місцем літаків залишалася ненадійність матеріальної частини, особливо двигуна і його систем. Відмови двигуна й планера були дуже часті. Про нічні польоти й польоти в хмарах у неспокійну погоду тоді і не думали. Досвід бойового застосування авіації в малих війнах (1911-1912 рр.) дозволив зробити тільки один висновок: не літати над розташуванням військ супротивника нижче 500 м, щоб не бути збитим гвинтовочним вогнем.

У міру поліпшення льотно-технічних даних і збільшення надійності літаків росла зацікавленість держав у розвитку своїх військово-повітряних сил, росли асигнування на авіацію, збільшувалися замовлення авіаційним фірмам на літаки, двигуни і обладнання. У результаті цього тільки в одній Франції було випущено в 1914 р. близько 500 літаків і 1000 двигунів. Аналогічна картина спостерігалася в Німеччині.

Заводи, що виготовляли авіаційні двигуни, розвивалися на базі автомобільних заводів. Ці родоначальники заводів авіаційних двигунів були вже на досить високому рівні технічних досягнень, що безсумнівно

сприяло розвитку стандартизації, взаємозамінності та навіть дрібної серійності.

Оскільки каркас планера літака не мав ніяких механізмів і будувався з дерев'яних або фанерних деталей, літакобудівні заводи розвивалися на базі меблевих фабрик, кузовних цехів автомобільних заводів і деревообробних цехів механічних заводів. Для дерева не потрібною була механізація процесу побудови планера, тому що склеювання та збирання його вироблялося вручну. Ступінь оснащення верстатами та пристосуваннями визначалася та фактично обмежувалася оснащенням виробництва деревообробними верстатами, а також пристосуваннями для збирання нервюр і фюзеляжів. На цих пристосуваннях припасування рейок і фанери доводилося робити вручну, тому взаємозамінності частин літака та механізації виробництва на літакобудівних заводах практично не було.

**Отже:** літаки вже мали технічні передумови для бою в повітрі – маневреність і зброю. Слабким місцем літаків залишалася ненадійність матеріальної частини, особливо двигуна і його систем. Росла зацікавленість держав у розвитку своїх військово-повітряних сил, збільшувалися асигнування на авіацію, збільшувалися замовлення авіаційним фірмам на літаки, двигуни, обладнання.

#### *Контрольні запитання*

1. Фізичний зміст умови існування літака.
2. Що є еквівалентом будь-якої якості літака?
3. Які технічні чинники зумовили поліпшення льотно-технічних характеристик літаків в період становлення авіації (1909–1914 рр.)?
4. Які були технічні передумови для бою в повітрі?



## 2. АВІАЦІЯ В ПЕРШІЙ СВІТОВІЙ ВІЙНІ

У Першій світовій війні авіація виявилася гарним засобом розвідки і була вперше застосована обома воюючими сторонами. Обидві воюючі сторони були добре інформовані про заходи один одного та встигали набувати необхідних відповідних заходів. Авіація вже літала на глибину до 50-100 км та збирала досить повні розвідувальні дані. Необхідно було перешкодити одержанню розвідувальних даних авіацією противника, але при цьому забезпечити своїй авіації можливість одержання розвідувальних даних. Отже, виникла необхідність у розробленні ефективних засобів і способів ведення повітряного бою.

Ці розробки йшли за двом напрямками:

1) по лінії забезпечення літака автоматичною, скорострільною зброєю, що дозволяла з великою ймовірністю збивати літаки противника;

2) по лінії надання літаку, призначеному для ведення повітряного бою, більших, ніж у розвідника, швидкості та маневреності, щоб він міг наздогнати противника та зайняти вигідне для атаки положення.

З цією метою на верхньому плані літака Ньюпор-ХІ був встановлений кулемет, що стріляв поверх площини обертання гвинта (рис. 2.1). Однак така установка виявилася дуже незручною для перезарядження (рис. 2.2). Більш вдалою була спроба стріляти через гвинт, для чого французьким пілотом Гарро на гвинт був встановлений сталевий відбивач куль, який захищав лопаті гвинта від поломки при можливій зустрічі їх з кулями. Ця конструкція була успішно перевірена Гарро в повітряних боях (за період з 28 лютого по 18 квітня 1915 р. Гарро збив три німецьких літаки).



Рис. 2.1. Літак Ньюпор-ХІ



Рис. 2.2. Перезарядження кулемета на винищувачі SE-5A

18 квітня 1915 р Гарро був підбитий наземним вогнем і разом із літаком потрапив у полон до німців. Через 10 днів німецький конструктор Фоккер встановив на свій літак E-1 синхронізований кулемет, який стріляв через гвинт (рис. 2.3).



Рис. 2.3. Літак Фоккер E-1 (1915 р.)

Приблизно в цей же час синхронізатори виникають в росіян, французів і англійців. Таким чином, в 1915 р. у всіх воюючих сторін було



розроблено ефективне озброєння для повітряного бою. Однак, як уже було сказано, для успішного виконання завдання – знищення супротивника в повітрі та на землі – недостатньо було тільки озброїти літак і встановити на ньому приціл. Необхідно було також, щоб такий літак мав льотно-технічні дані, кращі, ніж у літака-розвідника. Це було виконано шляхом збільшення частки ваги силової установки за рахунок зменшення частки ваги екіпажу, обладнання і озброєння такого літака, а також зменшенням його дальності, тобто за рахунок зменшення частки ваги палива. У результаті з'явився літак повітряного бою – винищувач.

Літаки цього типу виявилися настільки ефективними проти розвідників, що їх застосування привело майже до повного припинення розвідувальних польотів у глибину ворожої території, обмеживши її до 5-10 кілометрів. Така ефективність винищувачів пояснювалася, крім їх переваг перед розвідниками у швидкості й маневреності, ще й тим, що розвідувальні літаки, конструкція яких була оптимальною для розвідки (спостерігач спереду, двигун позаду), виявилися дуже вразливими з хвоста, захистити який було неможливо. Це привело до відмови від схеми літака-розвідника із штовхаючим гвинтом і розвитку схеми двомісного літака-розвідника із двигуном, розташованим попереду, з нерухомою зброєю, встановленою для стрільби через площину обертання гвинта та з рухомою зброєю (на турелі), яка дозволяла до деякої міри захищати задню півсферу (рис. 2.4).



Рис. 2.4. Літак Р-1

Треба відзначити, що будь-який новий вид зброї або спосіб його використання на початку застосування часто буває дуже ефективним, але таке положення утримується звичайно недовго. Виникають засоби

протидії, які зменшують цю ефективність і тим самим урівноважують ефективність нової зброї, підсилюючи загальні можливості воюючих сторін. Так було з кулеметами і з розсипним строєм, з окопами, з танками, артилерією. Так стало з розвідниками і винищувачами: для нейтралізації ефективності авіаційної розвідки в збройних силах з'явився новий вид зброї, пристосований для боротьби в повітрі проти повітряних і наземних, цілей – винищувач.

За рахунок чого ж винищувач одержав більшу, ніж у розвідника, швидкість, маневреність, швидкопідйомність? Адже і розвідник і винищувач опиралися на той самий рівень виробництва, ті самі двигуни, ті самі матеріали, ті самі досягнення науки. Це свідчить про те, що винищувач і розвідник, з погляду техніки, відрізнялися один від одного не якісно, а тільки кількісно.

Це доводить рівняння існування літака, яке свідчить про те, що поліпшення льотних даних, необхідних для бою, таких, як  $V_{\max}$ ,  $V_y$ ,  $H_{\max}$ , є можливим при певному рівні техніки, тобто при певних  $\gamma_{cy}$ ,  $C_e$ ,  $K$ ,  $C_{x0}$ ,  $\xi_{пл}$  тільки при збільшенні енергооснащеності, тобто при збільшенні частки ваги силової установки  $\xi_{cy}$ . Але  $\xi_{cy}$  не можна збільшити, не зменшивши інші частки ваги, тому при створенні винищувачів довелося пожертвувати і частиною дальності, тобто частиною  $\xi_{пал}$ , і частиною корисного навантаження  $\xi_n$ . Тільки збільшення  $\xi_{cy}$  дало можливість створити літак із льотними даними, кращими, ніж у розвідника.

Це правило ми можемо узагальнити, поширивши його на всі типи літаків. Якщо ми припустимо, що  $V_{пос}$ ,  $C_{x0}$ ,  $K$ ,  $\lambda$  (посадкові якості та аеродинамічний рівень розвідників і винищувачів),  $\gamma_{cy}$ ,  $C_e$ ,  $\eta$  (рівень двигуно- та гвинтобудування) однакові, то

$$V_{\max} = \text{const}_1 \cdot \sqrt[3]{\xi_{cy}}$$

$$L_{\max} = \text{const}_2 \cdot \xi_{пал}$$

Таким чином, рівняння існування літака можна записати в такому вигляді:

$$1 = \xi_{пл} + \xi_n + \frac{L}{D} + \frac{V_{m_0}^3}{C^3}$$

Оскільки конструктивна досконалість планерів у розвідників і винищувачів однакові, ми можемо прийняти  $\xi_{пл} = \text{const}$ , і тоді

$$V_{m_0} = C \sqrt[3]{\text{const} - (\xi_{пал} + \xi_n)}$$

Як бачимо, рівняння існування показує, що поліпшення  $V_{m0}$  у цих умовах можливо тільки за рахунок зменшення  $\xi_{\text{пал}}$  або  $\xi_{\text{н}}$ , тобто  $L$  або  $G_{\text{н}}$ . Побудуємо графік: по осі абсцис відкладемо  $V_{m0}^3$ , а по осі ординат - відносні ваги частин літака  $\xi_i$  (рис. 2.5).

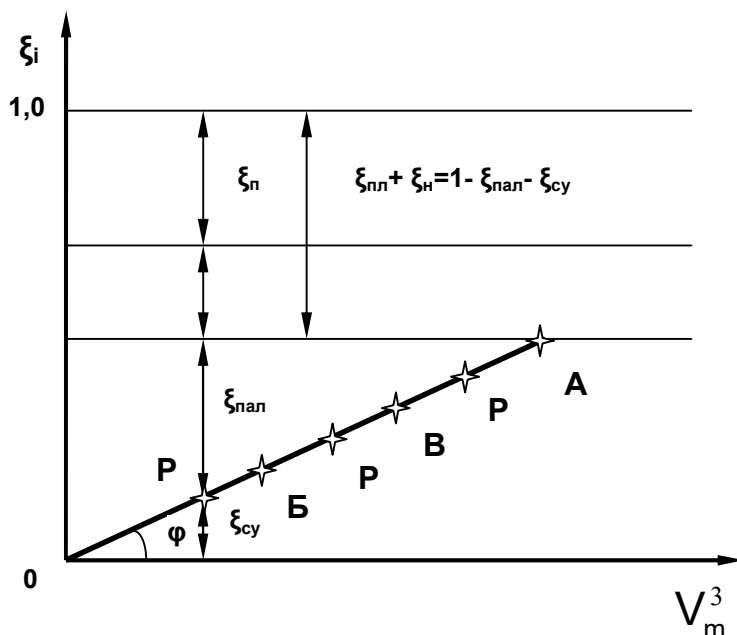


Рис. 2.5. Розподіл відносної ваги за швидкістю

Тоді пряма, паралельна осі абсцис і віддалена від неї на відстані  $\xi=1$ , буде відображати повну вагу літака. Пряма, паралельна їй, але проведена від першої на відстані, що дорівнює  $(\xi_{\text{пл}}+\xi_{\text{н}})$ , розділить вагу нашого літака на дві частини: верхню  $(\xi_{\text{пл}}+\xi_{\text{н}})$  і нижню  $(\xi_{\text{су}}+\xi_{\text{пал}})$ . Покладемо тепер, що ми зовсім не виділили ваги на двигун, тобто зробили  $\xi_{\text{су}}=0$ , а віддали все на паливо. Природно, що такий літак буде мати  $V_{m_0}^3 = 0$ . Ця точка  $O$  з координатами  $\xi_{\text{су}}=0$ ,  $V_{m_0}^3 = 0$ , тобто початок координат буде являти собою літак із найбільшим запасом палива, але нездатний самостійно літати.

Візьмемо тепер другий крайній випадок: припустимо, що ми зовсім не дали літаку палива, зробили  $\xi_{\text{пал}} = 0$ , а віддали все двигуну. Природно, що такий літак буде мати швидкість, найбільшу з можливих. Ця точка  $A$  з координатами  $(\xi_{\text{су}}+\xi_{\text{пал}})$  і  $V_m^3$  буде відображати літак з нульовою дальністю, але з найбільшою з можливих швидкістю.

Якщо тепер з'єднаємо точки  $O$  і  $A$  прямою, одержимо пряму  $OA$ , що розбиває область  $(\xi_{\text{су}}+\xi_{\text{пал}})$  на дві частини  $(\xi_{\text{су}}$  і  $\xi_{\text{пал}})$  і являє собою геометричне місце точок всіх літаків, можливих при даному рівні техніки. Правда, точки  $O$  і  $A$  являють собою гіпотетичні літаки, але недалеко від точки  $O$  лежить літак, рекордний за дальністю та тривалістю (Р-Д), оскільки він характерний максимальною відносною вагою палива і тому мінімальною вагою силової установки.

Біля точки А розташується літак, рекордний за швидкістю (РШ), оскільки у нього дуже малий час польоту, а отже,  $\xi_{\text{пал}}$ , і максимально можлива відносна вага силової установки, тобто  $\xi_{\text{су}}$ . Між рекордними літаками розташовуються винищувач, розвідник і бомбардувальник, потрібною дальність яких вимагають для них, змушує відносно літака, рекордного за швидкістю, збільшувати відносну вагу палива  $\xi_{\text{пал}}$  і тим самим зменшувати відносну вагу силової установки  $\xi_{\text{су}}$ , тобто максимальну швидкість.

Таким чином, рівняння існування літака доводить, що при даному рівні техніки різні типи літаків набувають різні льотно-технічні дані завдяки різниці розподілу маси літака між його складовими. Цей же графік вказує ще на кілька основних чинників, які впливають на льотно-технічні дані літаків. Тангенс кута нахилу лінії ОА являє собою відношення  $\xi_{\text{су}}$  до  $V_m^3$  і дорівнює

$$\text{tg}\varphi = \frac{\xi_{\text{су}}}{V_{m_0}^3}.$$

Цей нахил залежить від даного рівня двигунобудування та аеродинаміки: він зменшується при зменшенні питомої ваги силової установки  $\xi_{\text{су}}$ , тобто при вдосконаленні двигунів; при збільшенні ККД гвинтів  $\eta$ , тобто при поліпшенні гвинтобудування; при зменшенні аеродинамічного опору, який доводиться на кожний кілограм польотної ваги літака, тобто при поліпшенні аеродинаміки. Зменшення нахилу відносить всі точки, розташовані на прямій ОА (РД, Б, Р, В, РШ), вправо, тобто в бік збільшення  $V_m^3$  (рис. 2.6).

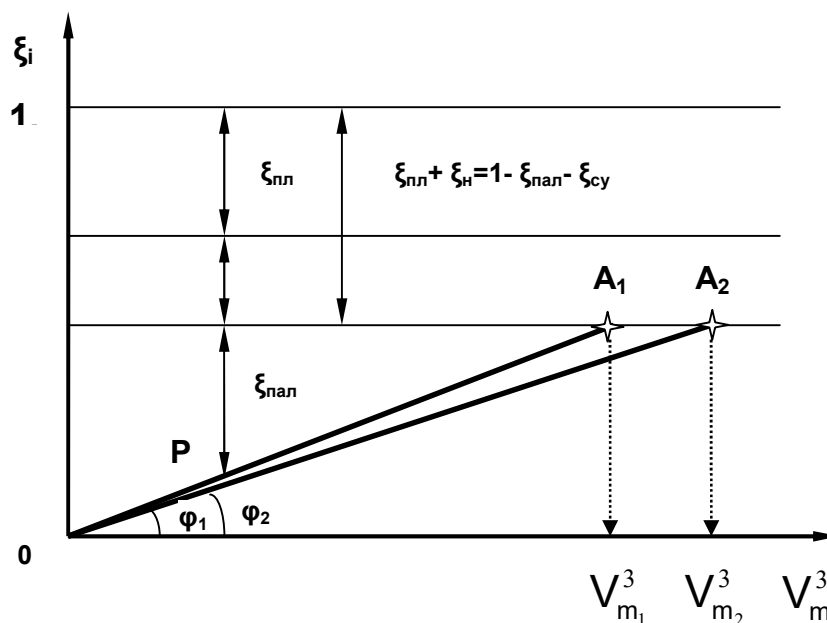


Рис. 2.6. Вплив зменшення питомої ваги двигуна на максимальну швидкість

Конструктивне вдосконалення планера літака зменшує відносну вагу планера  $\xi_{пл}$ , а зменшення корисного навантаження літака  $G_H$  зменшує  $\xi_H$ . Таким чином, ці дві обставини ведуть до зменшення  $(\xi_{пл} + \xi_H)$  і переміщення прямої  $(y_1, A_1)$  у положення  $(y_2, A_2)$  (рис. 2.7). Це переміщення при тій же величині  $\xi_{пал}$ , тобто при тій же дальності, буде означати збільшення  $\xi_{cy}$  у всіх типів літаків на величину  $\delta\xi_{cy} = (\xi_{пл} + \xi_H) - (\xi'_{пл} + \xi'_H)$ . Отже, куб швидкості літаків всіх типів зросте від цієї зміни на величину  $\delta(V_{m_0}^3) = \text{tg}(\varphi_0 \cdot \delta\xi_{cy})$ .

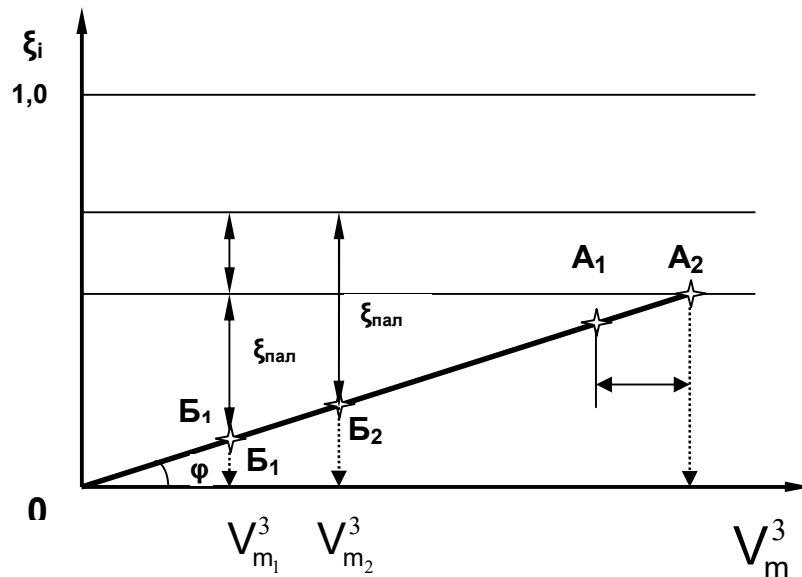


Рис. 2.7. Вплив зменшення відносної ваги планера та корисного навантаження на максимальну швидкість

В курсах аеродинаміки, конструкції літаків, двигунів є такий вираз: «Для того, щоб збільшити максимальну швидкість у два рази, необхідно збільшити потужність у вісім разів». У такому формулюванні цей вираз просто невірний. Дійсно, якщо ми збільшимо потужність у вісім разів, тобто візьмемо вісім двигунів замість одного, ми збільшимо вагу силової установки у вісім разів. Для досягнення тієї ж дальності та часу польоту кількість палива теж зросте у вісім разів. Щоб нести цю збільшену вагу силової установки та палива, вага планера зростає теж майже у вісім разів. Все це призведе до зростання ваги літака, а отже, його несучої площі, теж у вісім разів. У результаті  $V_{max}$  майже не зміниться. Таким чином, збільшення потужності не призведе до збільшення швидкості.

Якщо сказати, що зростання потужності при тій же вазі силової установки, тобто зменшення питомої ваги силової установки, призведе до збільшення швидкості – це буде вірно. Це тому, що тільки в цьому випадку на кожний кілограм ваги літака буде приділятися більша потужність, і, отже, його швидкість польоту буде більше. Таким чином, знову створені винищувачі змогли одержати кращі порівняно з розвідниками, льотні дані в основному за рахунок перерозподілу ваги, відведеної на різні якості літака.

Це ясно з порівняння  $\xi_{cy}$  розвідника та винищувача 1915 р., якщо припустити  $C_{x0}$  і  $\eta$  для них однаковими (табл. 2.1).

Таблиця 2.1

**Льотно-технічні дані винищувачів і розвідників**

Тип	Літак	Двигун	N, к.с.	S, м <sup>2</sup>	G, кг	V <sub>max</sub> , км/год	$\xi_{cy}$	$\gamma_{cy}$ , кг/к.с.	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	$\left(\frac{V_a}{V_b}\right) = \frac{\text{розрахунок}}{\text{фактично}}$
Винищувач	Ньюпор XI	Рон	80	15	495	135	0,295	1,82	33,5	1,2
Розвідник	Вуазен	Сальмсон	160	50	1350	110	0,235	2,0	27,2	1,22

Поліпшення льотних даних у винищувачів отримано за рахунок:

- 1) збільшення частки ваги силової установки;
- 2) збільшення навантаження на квадратний метр;
- 3) меншої питомої ваги силової установки винищувача.

Завдання одержання льотно-технічних даних, більш високих, ніж у противника, змушувала кожну з воюючих сторін вдосконалювати літаки в аеродинамічному та конструктивному відношеннях. Але тому, що рівень науки та техніки в обох сторін був приблизно однаковим, то й льотно-технічні властивості літаків однакових типів теж були приблизно однаковими. Ця обставина викликала пошуки такої форми застосування, тобто такої тактики авіації, яка б сприяла найкращому виконанню бойових завдань, що стояли в той час перед авіацією.

З появою винищувачів розвідувальні польоти на досить велику глибину зовсім припинилися, перетворилися у польоти над розташуванням своїх військ без перельоту лінії фронту. Але військова обстановка потребувала, щоб розвідники все-таки проводили глибоку розвідку противника, тому що без її даних командування не могло приймати обґрунтовані та правильні рішення. Так, до поставленого перед винищувачами одного завдання – не допускати розвідників супротивника в зону розташування своїх військ додалася інша – захищати своїх розвідників від винищувачів противника. Винищувачі мали нападати на розвідників противника та на винищувачів, які їх охороняли, а також захищати своїх розвідників від винищувачів противника. Виникла проблема завоювання панування в повітрі.

Основні правила тактики бойових дій на землі та на морі виявилися застосовними до війни в повітрі. Тут також було потрібно зосереджувати сили в потрібному напрямку та у потрібний час для створення переваги при наступі; застосовувати бойові порядки, які найкраще забезпечують оборону або наступ; нарощувати сили в ході бою; знищувати противника в місцях його дислокування і т.ін. Стабілізація фронту, перехід до позиційної війни призвели до появи бомбардувальної авіації, здатної переносити воєнні дії на територію противника та впливати на розташовані за лінією

фронту його збройні сили, промислові, транспортні і адміністративні об'єкти, тобто на глибокий тил противника. Радіус дій бомбардувальної авіації був обмежений при денних польотах радіусом дій її винищувачів, тому що при польоті без них вона несла більші втрати. Необхідність літати на більшу глибину привела, з одного боку, до розвитку строїв, які забезпечували при денних польотах потужний оборонний вогонь з'єднання бомбардувальників, з іншого боку, до освоєння нічних польотів. Проте нічні польоти не дозволяли літати та бомбити строєм, що ускладнювало орієнтування та прицільне бомбометання, але рятувало від атак винищувачів противника.

Бомбардувальники, як розвідники та винищувачі, були створені при тому ж рівні техніки, тому вони являли собою один із варіантів розподілу мас, який найкраще відповідав основному поставленому перед ними завданню: можна надійніше доставити свій бомбовий вантаж до цілі та мати дальність, що приблизно дорівнює дальності розвідників. Це потребувало збереження тієї ж  $\xi_{\text{пал}}$ , що й у розвідників. Більше бомбове навантаження та великий екіпаж, озброєння й обладнання, які забезпечували надійність доставки вантажу до цілі, могли бути отримані в основному збільшенням або  $\xi_{\text{н}}$  при тій же вазі літака, або збільшенням абсолютної ваги літака при збереженні приблизно постійної величини  $\xi_{\text{н}}$ .

Перший спосіб призводив до великого зниження  $\xi_{\text{су}}$  і разом з нею  $V_{\text{max}}$ ,  $V_y$  і  $H_{\text{max}}$ , що було небажано. Другий призводив до дуже великого росту абсолютної ваги літака, що теж було небажано. Практика вибрала для бомбардувальників середній шлях: помірно збільшення  $\xi_{\text{н}}$  для того, щоб не сильно зменшити  $\xi_{\text{су}}$  і, отже, не сильно погіршити швидкість, швидкопідйомність і стелю, і істотно збільшення ваги, щоб при помірній  $\xi_{\text{н}}$  одержати бажаний  $G_{\text{н}}$ . Це видно з порівняння даних винищувачів, розвідників і бомбардувальників кінця Першої світової війни (табл. 2.2).

Таблиця 2.2

**Льотно-технічні дані літаків різних типів**

Тип	Літак	$G_{\text{н}}$ , кг	$G$ , кг	$\xi_{\text{н}}$	$\xi_{\text{пл}}$	$\xi_{\text{пал}}$	$\xi_{\text{су}}$	$V_{\text{м}}$ , км/год	$H_{\text{м}}$ , м
Винищувач	Фоккер Д-VII	155	920	0,16	0,32	0,08	0,44	200	5700
Розвідник	Де Хевеленд ДН-9	250	1510	0,16	0,34	0,17	0,33	180	5700
Бомбарду- вальник	Фридрихсгафен	1490	4980	0,30	0,35	0,13	0,22	140	3600

Таким чином, до кінця війни 1914-1918 рр. авіація мала разом із розвідниками винищувачі та бомбардувальники, а також відпрацьовану тактику їх застосування. Для вирішення військових завдань, покладених на ці типи літаків, потрібним був розвиток нового озброєння, стрілецьких прицілів, бомб, прицілів для бомбометання, а також аеронавігаційної апаратури, апаратури авіаційного зв'язку, тобто розвиток промисловості, яка виробляє цю нову техніку для авіації.

Зростання числа повітряних і наземних боїв потребували все більшої кількості літаків. Потреба в літаках сильно зросла ще і тому, що втрати літаків у бойових діях були досить відчутними, втрати через відмови малонадійної матеріальної частини були не менше, ніж втрати в повітряних боях.

Все це привело до того, що технічно найбільш оснащені воюючі країни (Франція, Англія, Америка, Німеччина та Італія), змушені були сильно розвивати свою авіаційну промисловість.

Кількість літаків, випущених за час війни, досягло 200000, а двигунів – 250000. Правда, незважаючи на всю солідність цих цифр, треба сказати, що виробничі витрати на виготовлення літаків і авіаційних двигунів становили невелику частку виробничих можливостей цих країн. Рівень досконалості авіапромисловості того часу ми можемо визначити, виходячи зі ступеня механізації виробничих процесів на цих заводах, який характеризується в основному кількістю продукції, що випускається одним заводом на місяць, і трудомісткістю одиниці продукції (табл. 2.3).

Таблиця 2.3

**Виробничі показники авіаційних заводів**

Страни	Людино-місяці на один		Середня кількість (на один завод) на місяць	
	літак	двигун	літак	двигун
Франція	20	3,0	75	300
Англія	20	3,4	46	120
Германія	22	3,0	50	140
США	20	3,0	65	500
Італія	21	3,0	45	400

Невелика розбіжність у людино-місяцях, затрачених на виробництво одного літака або двигуна, свідчить про те, що ступінь механізації виробництва у всіх країнах була приблизно однаковою, а невелика розбіжність у кількості літаків, що випускаються, на один завод – про те, що розміри цих заводів були теж скрізь майже однаковими. Більша різниця в кількості двигунів, що випускаються одним заводом, дозволяє припускати, що США та Італія, які приступили пізніше до створення авіації, будували нові двигунобудівні заводи більших розмірів, чим в інших країнах.

Для повноти картини розвитку авіації в період 1914-1918 р. необхідно додати, що в цей час на озброєнні літаків з'явилися гармати, і були створені двигуни з порожнім валом редуктора, через який могла стріляти гармата, яка стояла або в розвалі блоків V-подібного двигуна, або поверх картера переверненого двигуна. Більша частина літаків у цей період будувалася за біпланною схемою, за якою легше було одержати менше



навантаження на квадратний метр і, отже, кращу маневреність, швидкопідйомність і стелю (хоча і монопланів було теж чимало). Потрібно також відзначити, що розчалочна схема біплана не була єдиною. До кінця війни з'явилися як вільнонесучі біплани (Фоккер Д-VII, рис. 2.8), так і моноплани (Юнкерс Д-1, рис. 2.9).



Рис. 2.8. Вільнонесучий біплан Фоккер Д-VII (1918 р.).



Рис. 2.9. Вільнонесучий моноплан Юнкерс Д-1 (1918 р.).

Однак ці зміни силової та аеродинамічної схем не привели до помітного збільшення частки ваги планера у загальній вазі літака (про матеріали буде сказано нижче).

**Висновок.** У період бойового застосування авіації, крім нових літаків і двигунів, з'явилися авіаційне озброєння (кулемети й бомби) і спеціальне обладнання (зв'язку, навігації, а також для стрільби, бомбометання та розвідки). Перед авіацією були поставлені нові завдання (панування в повітрі, вплив на тил і фронти супротивника), виконання яких викликало до життя як нові типи літаків (винищувач і бомбардувальник), так і нові способи їх застосування (тактика одиночних і масованих дій ВПС). З'явилися нові галузі авіаційної промисловості (авіаційного озброєння, прицілів, бомб, зв'язку, навігації й фото). Технічний рівень літаків у цей період піднявся дуже незначно, й надійність літаків залишалася ще низькою. Авіаційна промисловість сильно виросла кількісно, але не якісно. Тільки на двигунобудівних заводах, особливо на нових, рівень виробництва в цей період значно підвищився (оснастилися спеціальними верстатами, пристосуваннями, калібрами, які дозволяли забезпечити взаємозамінність і великосерійне виробництво). З такими показниками авіація вступила в післявоєнний (1918– 1939 р.) період свого розвитку.

### *Контрольні запитання*

1. Передумови появи літака-винищувача.
2. Передумови появи літака-бомбардувальника.
3. Рівень досконалості авіапромисловості того часу.

### 3. РОЗВИТОК АВІАЦІЇ В ПЕРІОД 1918–1939 РР.

Після Першої світової війни наступила смуга пошуків найбільш ефективних способів застосування авіації. Під час війни 1914–1918 рр. в оцінюванні літаків не йшли далі загальних якісних оцінок: так, від винищувача потребували більших швидкостей, швидкопідйомності, вогню та маневреності, не виділяючи головного; від бомбардувальника – того ж (тільки замінюючи маневреність вантажопідйомністю та дальністю), знов-таки, не говорячи про те, що важливіше. Не було спроб оцінювати бойові властивості літаків кількісно та використати для розгляду повітряного бою можливості математичного аналізу.

У війну 1914-1918 рр. на 100 бойових вильотів доводилося всього 4 бої та 0,25 збитих літаки, тобто один рішучий результат доводився на 16 боїв і 400 бойових вильотів. Незважаючи на це, у період між Першою та Другою світовими війнами питання поліпшення ефективності бойового застосування авіації особливої уваги не привертало.

До війни 1939–1945 рр. поліпшення ефективності бойового застосування авіації бачили або в поліпшенні льотних даних, або в збільшенні кількості літаків. Так, у Франції будували багато дослідних літаків, але самі ВПС не переозброювали, сподіваючись на швидке розгортання серії під час війни. При цьому упускали з уваги, що не завжди на розгортання серійного виробництва нових літаків буде час, а на освоєння в частинах нової матеріальної частини теж буде потрібний певний строк, отже, ефект від бойового застосування нових літаків може позначитися занадто пізно. У Німеччині, навпаки, чинники поліпшення льотно-технічних властивостей літаків ВПС не надавали великого значення, а зусилля спрямовували на розгортання серійного виробництва.

Тим часом, в 1918–1939 рр. і в період Другої світової війни були приклади суперечливої оцінки тієї самої якості літака в різних умовах і обстановці. Так, під час громадянської війни в Іспанії авіаційні частини республіканців, озброєні новими швидкісними бомбардувальниками, майже не мали втрат у повітрі завдяки великій швидкості цих літаків. На початку ж війни 1939–1945 рр. один із вітчизняних нових винищувачів, маючи найбільшу для того часу швидкість, виявився малоефективним, тому що цю швидкість він розвивав на такій висоті, на якій супротивник не літав, а на тій висоті, на якій супротивник вів бій, переваг у швидкості у нашого винищувача не було. У період 1939–1945 рр. вітчизняні та іноземні літаки перетерпіли численні модифікації, які поліпшили їх бойові властивості, що дало їм можливість зберігати перевагу над противником і в той же час знаходитися у виробництві без великої перебудови та великих витрат.

Треба відзначити, що у війну 1939–1945 рр. типи літаків, створені під час Першої світової війни, показали свою відповідність завданням, які ставила перед ними практика: найбільша кількість бойових вильотів

бомбардувальників і винищувачів були виконані за їх прямим призначенням, і в багато разів менша кількість бойових вильотів була здійснена для виконання завдань, прямо їм не властивих. У цю же війну з'ясувалося, що питання ефективності все ще достатньо добре не вирішено. Хоча на сто бойових вильотів винищувачів у 1939–1945 рр. кількість зустрічей (боїв) було більше, ніж в 1914–1918 рр., проте безрезультатних польотів було ще дуже багато. За опублікованими американськими даними про втрати літаків у війну 1939–1945 рр. видно, що термін служби літака сильно скоротився. Англія, наприклад, опинилася на початку війни з Німеччиною в катастрофічному положенні через недостачу льотного складу внаслідок більших втрат у повітряних боях. Це змусило звернути увагу на рішення завдання щодо збільшення стійкості (живучості) літаків у бою. Змусив звернути на себе увагу і такий противник авіації, як зенітна артилерія, втрати від якої в 1939–1945 рр. майже зрівнялися з втратами в повітряних боях. Більше повному використанню авіації заважала також погода – чинник, який найчастіше заважав польотам. Упоратися з цим старим ворогом авіації у війну 1939–1945 рр. вдалося тільки частково, усунувши вплив цього фактора на міцність і керованість, але виконувати бойові вильоти в будь-яку погоду авіація, як і раніше, не могла.

### **3.1. Розвиток авіації в період 1918–1939 рр.**

Якщо розглядати розвиток військової авіації з погляду бойової ефективності, яка характеризується ймовірністю бойового успіху, та визначати, від яких чинників залежать складові цієї ймовірності, як і коли змінювалися ці чинники, які причини викликали ці зміни, то можна розвиток авіації, який здається стихійним і випадковим, уявити як процес, зумовлений запитами практики та можливостями техніки, які взаємно впливали один на одного. Почнемо з виявлення основних чинників, які впливали на бойову ефективність винищувачів. Довгий час, аж до появи радіолокації (якщо не враховувати звукоуловлювачі), перехоплення було некерованою, випадковою подією. Єдиним способом, яким намагалися допомогти зустрічі літаків, були пости наземного спостереження, які дозволяли встановити маршрут авіації противника та спрямувати свої літаки в передбачуване місце зустрічі. Але цей спосіб був малоефективним. Більше покладалися на те, що противник обов'язково повинен буде пройти лінію фронту та вибрати для атаки самий важливий об'єкт. Відповідно до цього і ППО будували на лінії фронту та поблизу особливо важливих об'єктів. Можливості такої ППО збільшувалися з поліпшенням льотно-технічних даних ( $V$ ,  $V_y$  і  $H$ ) своїх винищувачів і зменшувалися з поліпшенням льотно-технічних даних ( $V$  і  $H$ ) бомбардувальників і розвідників противника, тому що останнє призводило до збільшення часу потрібного попередження своїх винищувачів і

зменшенню тривалості та точності стрільби своєї зенітної артилерії. Отже, з погляду збільшення ймовірності перехоплення противника сторони були досить зацікавлені в поліпшенні льотно-технічних даних своїх винищувачів. Ймовірність виявлення довгий час була величиною, яка залежала в основному від насиченості повітряного простору літаками. Відбувалося це тому, що радіус візуального, єдино можливого до створення радіолокаторів, способу виявлення літаків супротивника винищувачем дорівнював дальності видимості льотчика, тобто 3–5 км, і ймовірність виявити противника (у спрощеному трактуванні цього питання) вимірялася відношенням ширини смуги огляду до відстані між винищувачами, тобто, інакше кажучи, ступенем насиченості авіації в повітрі.

Збільшення насиченості в основному пояснюється тим фактом, що під час війни 1939–1945 рр. кількість зустрічей у повітрі, незважаючи на колишній спосіб візуального виявлення, при колишній довжині фронтів, був порівняно з війною 1914–1918 рр. у кілька разів більше.

Таким чином, ймовірність виявлення була величиною, впливати на яку техніка в той час ще не могла. Ймовірність атаки залежала від здатності зайняти вигідне для атаки положення та від маневреності літака, які залежали, у свою чергу, від навантаження на квадратний метр і енергооснащеності літака. Цим пояснювалася вимога більших  $V_y$ ,  $H$  і малих  $R_{\text{вир}}$  і  $t_{\text{вир}}$ . Це сприяло розвитку біпланових схем літаків і знайшло своє найбільш вдале втілення у винищувачі Н. Н. Полікарпова І-153 (рис. 3.1).

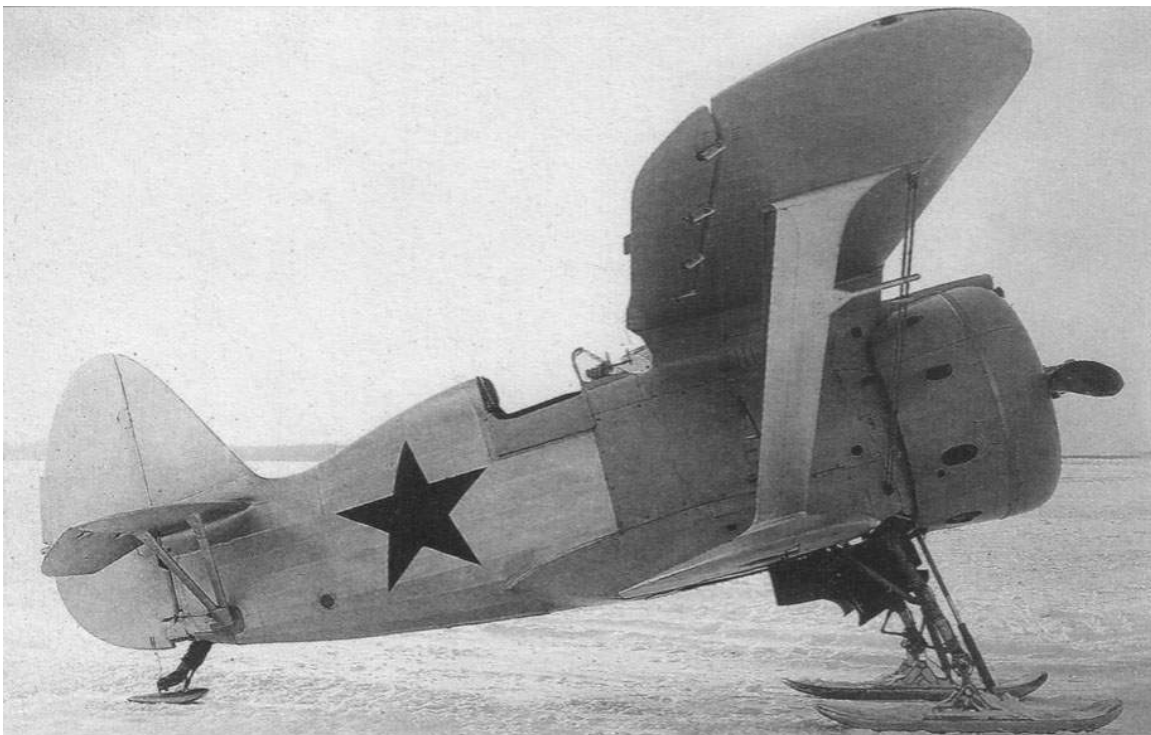


Рис. 3.1. Винищувач Н. Н. Полікарпова І-153



Другим чинником підвищення ймовірності атаки було збільшення швидкості, що давало льотчикові-випищувачу можливість за його бажанням почати бій і вийти з нього. Типовим представником таких літаків був інший випищувач Н. Н. Полікарпова І-16 (рис. 3.2).



Рис. 3.2. Випищувач І-16 із розпізнавальними знаками Іспанської республіки

Цікаво відзначити, що найбільш вигідним для атаки вважалося мати перевагу у висоті з боку сонця. Пояснювалося це не тільки тим, що така атака, як правило, була раптовою, але також і тим, що надлишок висоти давав літаку можливість пікіруванням збільшити свою тягоозброєність за рахунок складової ваги та тим самим збільшити поздовжнє прискорення і перевантаження, тобто маневреність.

Ймовірність ураження противника під час атаки дуже залежала від льотно-технічних даних тільки в сенсі керованості, стійкості на траєкторії та маневреності при виході з атаки. Крім того, ця ймовірність залежала від ймовірності влучання, яка є функцією даних прицілу та технічних даних зброї (швидкострільність, дальність прицільної стрільби, розсіювання), а також забійної сили снаряда та живучості літака противника.

Все сказане відноситься і для бомбардувальників. Додаються тільки ще ймовірності знаходження та знищення цілі, які залежали від

навігаційних засобів, засобів бомбометання, руйнівної сили бомб і міцності цілі. Ці ймовірності на протипагу ймовірності ураження в повітрі зменшилися при збільшенні швидкості та висоти польоту, але перебороти вплив імовірності ураження в повітрі вони не змогли, тому конструктори мали звернути основну увагу на поліпшення бомбардувальних прицілів, методів бомбометання, балістики бомб при збільшених швидкостях.

Таким чином, у період 1918–1939 рр. бойова ефективність літаків залежала в основному від їх льотно-технічних даних і набагато в меншому ступені від озброєння та живучості. Цим пояснюється той факт, що протягом понад двадцяти років основними критеріями досконалості літаків були його швидкість і стеля, тому майже всю увагу авіаційних інженерів у цей час було спрямовано на розвиток аеродинаміки, теорії двигунів і конструкції двигунів і літаків.

Другому чинникові – озброєнню – приділялася значно менша увага, внаслідок чого озброєння більшості літаків складалося з малокаліберних кулеметів. Тільки напередодні Другої світової війни почали встановлюватися великокаліберні кулемети та пушки калібру 15-20-30-37мм.

Третьюму чинникові – живучості – практично не приділялася увага доти, поки великі втрати під час громадянської війни в Іспанії не змусили ставити на літаки бронеспинки. Встановлення бронеспинок, протектування баків з заповненням їх нейтральним газом – цим і вичерпувалися заходи щодо збільшення живучості літаків.

Розглянемо докладніше процес розвитку швидкості, озброєння й живучості літаків, а також чинники, які впливали на цей процес.

### **3.2. Основні чинники прогресу швидкості**

Нерівномірність – один з основних законів розвитку природи, техніки та наших знань. Так було в авіації, коли тривалий період повільного емпіричного розвитку змінився завдяки роботам учених періодом швидкого свідомого та цілеспрямованого руху вперед. Важливо відзначити, що ці нерівномірності були періодами, коли чітко виявлялася та усвідомлювалася нова думка, нова причина, спираючись на знання якої, подальший рух вперед прискорювався. Тому й нам, технікам, треба відшукувати нерівномірності в історії розвитку розглянутої області техніки та виявляти причини, що викликали ці нерівномірності.

Часто в книгах можна бачити «криві розвитку по роках» тієї або іншої властивості літака або у вигляді кривої, яка осереднює наявні точки (рис. 3.3), або у вигляді ламаної, яка з'єднує окремо взяті точки (рис. 3.4).

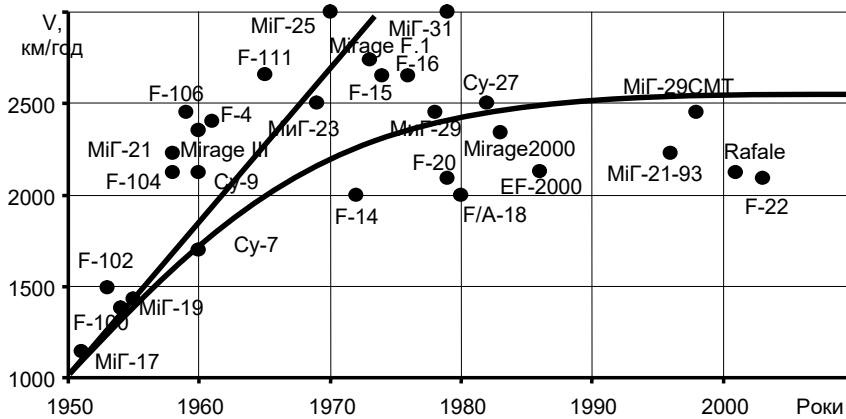


Рис. 3.3. Позичіонування величини максимальної швидкості серійних літаків-випищувачів по роках першого польоту



Рис. 3.4. Позичіонування величини максимальної швидкості по роках першого польоту

Перша крива, беручи всю сукупність типів літаків, не виявляючи причин розвитку, все-таки дещо свідчить про його темп; друга, беручи з першої сукупності окремі точки і з'єднуючи їх прямими, не свідчить навіть про темп. Такого роду графіки внаслідок закладеного в них еволюційного принципу – плавності та поступовості не можуть передбачати стрибків. Виходить, для прогнозування і виявлення причин розвитку вони не годяться, тому що кожна точка є результатом взаємодії різних чинників, тому прогресивне і регресивне на таких графіках змішані.

Якщо відібрати найкращі точки та проаналізувати, що допомогло їм стати такими, можна знайти причини стрибків, які відбулися. Природно, що більші стрибки викликалися й більш важливими чинниками. Спробуємо їх визначити в авіації. Намагаючись аналізувати історію розвитку авіації, можна легко потрапити в однобічність, тому що в авіації за плечима не так



багато років. Так що звернемося спочатку не до авіації, а до морського флоту, який пройшов тисячолітній шлях свого розвитку, маючи на увазі, що закони розвитку його будуть діяти й в авіації, як і в будь-якому іншому виді транспорту.

Перший чинник різкого збільшення швидкості був завжди пов'язаний зі зміною типу силової установки.

Другим чинником було поліпшення форми, тобто зменшення опору.

Третій чинник – новий спосіб руху.

Підходячи до авіації із цієї ж точки зору, можемо сказати, що вплив першого чинника авіація випробовувала ще до першого польоту літака. Спроби зробити політ, користуючись мускульною силою людини або нормальною паровою машиною зразка середини XVIII ст., яка мала питому вагу близько 20 кг на 1 к.с., не увінчалися успіхом. Не паровій машині, навіть такій порівняно легкій, призначено було стати силовою установкою літака. Швидкий розвиток автомобільного двигуна в сторону його достатньої економічності, легкості та надійності вирішило питання на його користь. Далі, приблизно до 1925 р. розвиток авіації йшов досить швидко, в основному в результаті емпіричного поліпшення двигунів і аеродинаміки. У підсумку швидкості з 80 км/год в 1909 р. дійшли до 150–180 км/год в 1925 р., збільшуючись щорічно в цей період приблизно на 6 км/год. В 1925–1927 рр. двигунобудування зробило великий крок уперед щодо збільшення числа оборотів двигуна. На зміну двигунам з 1400 об/хв (BMW) і 1700 об/хв («Ягуар», «Юпітер») прийшли двигуни з 2400 об/хв (Іспано–Сюїза 12N). Це (збільшення числа оборотів) було основною причиною різкого зниження питомої ваги сухого двигуна з 1,2 до 0,7 кг/к.с., внаслідок чого швидкості різко зросли: з 180 до 250–280 км/год. Таким чином, у цей період швидкості щорічно збільшувалися в середньому на 50 км/год.

Третій стрибок швидкостей, який мав місце у 1934–1935 рр., став наслідком різкого зменшення опору літаків – наслідком впливу другого основного чинника прогресу швидкості. Це були роки появи кабін, закритих ліхтарями, залізів, кільцевих капотів, тунелів радіаторів, шасі, які прибираються, потайної клепки, гладкої обшивки та ін. Всі ці аеродинамічні поліпшення стали результатом інтенсивної діяльності аеродинамічних лабораторій, створених у 1910–1920 рр.

Аеродинамічні лабораторії прискорили, здешевили та зробили більш ефективними випробування з моделями літаків різних форм і до 1930 р виявили багато поліпшень. Ці поліпшення, реалізовані на літаках, знизили його опір в 2–3 рази, внаслідок чого швидкості піднялися з 320 до 450 км/год. Таким чином, швидкості в цей період щорічно збільшувалися в середньому на 80 км/год.

Четвертий стрибок був пов'язаний зі зменшенням питомої ваги силової установки. Це були 1938–1940 рр. – роки появи надійних турбокомпресорів і привідних нагнітачів, які мало збільшили вагу двигунів, але сильно підняли їх висотність і тим самим сильно збільшили їх

еквівалентну потужність і, отже, знизили питому вагу. У силу цього швидкості зросли з 500 до 600 км/год. Таким чином, швидкості в цей період щорічно збільшувалися в середньому на 50 км/год. Отже, для авіації теж можна скласти таблицю, з якої буде видно вплив силової ваги силової установки та опору (табл. 3.1).

Таблиця 3.1

**Чинники, які впливали на зміну швидкості літаків**

	1800	1850	1882	1909	1920–1925	1925–1927	1934–1935	1940
Чинник	Питома вага	Питома вага	Питома вага	Питом а вага	Посадкова швидкість	Питома вага	Опір	Питома вага
Двигун	Людина	Парова машина	Авіаційна парова машина	Авіаційний бензиновий	Авіаційний бензиновий	Авіаційний бензиновий багатооборотний	Авіаційний бензиновий багатооборотний	Авіаційний бензиновий з турбокомпресором
Питома вага, кг/к.с.	100	20	6	4	4	2	2	1
$C_{x0}$	–	–	0,1	0,06	0,055	0,05	0,02	0,02
$V_{max}$	–	–	40	80	180	280	450	600

Подальші перспективи збільшення швидкості були невтішними. Конструктори двигунів, оцінюючи перспективи розвитку поршневих двигунів у 1946 р., вважали, що їх ріст з потужністю, яка знімається з одного агрегату, ще може бути значним (до 8000–10 000 к.с.), але питома вага цих майбутніх двигунів, якщо і буде знижуватися, то дуже небагато, а надалі навіть почне збільшуватися. Таким чином, подальше зростання швидкостей за рахунок збільшення потужності поршневих авіаційних двигунів того часу вже не міг бути забезпечений, тому що ресурси цих двигунів зао питомою вагою до 1945 р. були майже вичерпані. Поліпшення форми літаків теж не давало більших перспектив, тому що до цього часу опір літака на 70% складався з опору тертя та тільки на 30% з опорів вихрової форми. Таким чином, і тут резерви були невеликими. За аналогією з морським флотом подальшого збільшення швидкості потрібно було очікувати від нового типу двигуна, який має значно меншу питому вагу. Таким двигуном виявився турбокомпресорний повітряно-реактивний двигун. Навіть у своїх перших, недосконалих зразках він мав питому вагу, значно меншу, чим поршневі, а саме: 0,8 кг/кг тяги, що еквівалентно 0,16 кг/к.с., якщо віднести вагу двигуна до його потужності на швидкості 250 м/с при к.к.д. гвинта, що дорівнює 0,751. Тому перші літаки, на яких були встановлені реактивні двигуни, літаки, які мали звичайну для того часу аеродинаміку, зробили різкий стрибок у швидкості. Швидкість піднялася з 550–580 до 800–850 км/год.

Таким чином, ми знайшли в авіації і перший і другий чинники, які впливали у свій час на швидкість кораблів у морському флоті; третім чинником буде необхідність перейти від дозвукових до надзвукових законів аеродинаміки, а з ними і до нових форм літаків.

### **3.3. Причини змін основних чинників бойової ефективності літаків**

Основними факторами, які впливали на бойову ефективність, були швидкість, озброєння та живучість. Оскільки літаки в 1910–1914 рр. не могли вдосконалюватися за швидкістю завдяки збільшенню  $\xi_{cy}$ , то єдиним шляхом підвищення швидкості було зменшення питомої ваги двигунів. Тому поява ротативного двигуна «Гном», питома вага якого була значно менше, ніж в інших двигунів, привело до того, що більшість винищувачів того часу стали випускатися з цим двигуном. Але цей двигун мав один недолік: більша питома витрата бензину та масла, а тому виявився вигідним тільки для літаків з малою дальністю, отже, малим часом польоту. Для розвідників і бомбардувальників, які мали дальність близько 600–1000 км, тобто з тривалістю польоту 4–6 годин, такий двигун був невигідним. Це стало причиною встановлення стаціонарних двигунів водяного охолодження спочатку на бомбардувальники, а потім, при зменшенні питомої ваги цих двигунів, і на винищувачі. Але ця зміна двигунів не привела до стрибкоподібної зміни швидкості літаків, оскільки питома вага двигунів поліпшувалася поступово. Тільки в 1925–1927 рр. різке збільшення обертів (з 1200 до 2000 у хвилину) і поліпшення наповнення циліндрів сильно знизили питому вагу двигунів. Ця обставина, а також введення нагнітача, який дозволяв підтримувати тиск на всмоктуванні до деякої висоти постійним і, отже, зберігати до цієї висоти потужність, дозволило підняти стрибком швидкість літаків з 220 до 280–300 км/год. Фактично додання двигунам висотності теж було не що інше, як зниження їх питомої ваги, тому що збільшення еквівалентної, тобто наведеної до землі потужності було великим, а збільшення ваги двигуна незначним. Саме зміна цієї наведеної до певної висоти питомої ваги характеризувала вплив її на зміну швидкості літака. Треба відзначити, що аж до «заходу» поршневих двигунів їх оцінювали за вагою, віднесеною до номінальної потужності на землі. Ця величина аж ніяк не характеризувала вигідність того або іншого двигуна, тому що не була пов'язана з максимальною швидкістю літака та складала вплив висотності на максимальну швидкість літака. Тільки з появою реактивних двигунів, які підсилили необхідність створення правильних критеріїв для порівняння двигунів, це питання знайшло свій вирішення в оцінюванні двигунів за вагою, віднесеною до еквівалентної потужності.

Вертаючись до стрибка швидкостей 1925–1927 рр., викликаного стрибкоподібним зменшенням питомої ваги двигунів, необхідно відзначити

правильність знайденого двигунобудівниками шляху вдосконалювання двигунів: підвищення оборотів і наддування. Підвищення потужності двигунів в одному агрегаті, що вважався довгий час одним з основних показників прогресу двигунів, насправді не приводило до гарних результатів, якщо воно не супроводжувалося зменшенням питомої ваги, питомої витрати та питомої стелі. Практика показала, що форсування двигуна за оборотами завжди приводило до успіху, тому що при цьому вага двигуна і його лобова площа змінювалися мало, а потужність, якщо не погіршувалося наповнення циліндрів, значно зростала (цьому допомагало й збільшення висотності). Таким чином, форсування за оборотами призводило до зменшення питомої ваги та питомої стелі майже при постійній питомій витраті.

Практика показала, що при збільшенні потужності в одному агрегаті шляхом збільшення числа блоків з одного до двох, трьох, чотирьох (V, Y, W і X-подібні двигуни) останні поліпшували швидкість літака незначно, тому що їх вага, лобова площа та потужність збільшувалися приблизно в однакове число раз. Таким чином, їх питома вага та питома стеля залишалися колишніми, і вони просто були майже еквівалентними двом, трьом, чотирьом однорядним двигунам. До цього треба додати, що практика ніколи не мала ускладнень, коли їй була потрібна для літака більша потужність. Вона створювала літаки з двома, трьома, чотирма, п'ятьма та навіть дванадцятьма двигунами (рис. 3.5–3.8), у той же час дуже чуйно реагуючи на будь-яке істотне досягнення в  $C_e$ ,  $\gamma$  і  $f$ .



Рис. 3.5. Літак «Максим Горький»



Рис. 3.6. Загибель літака «Максим Горький»



Рис. 3.7. Літак Dornier Do X



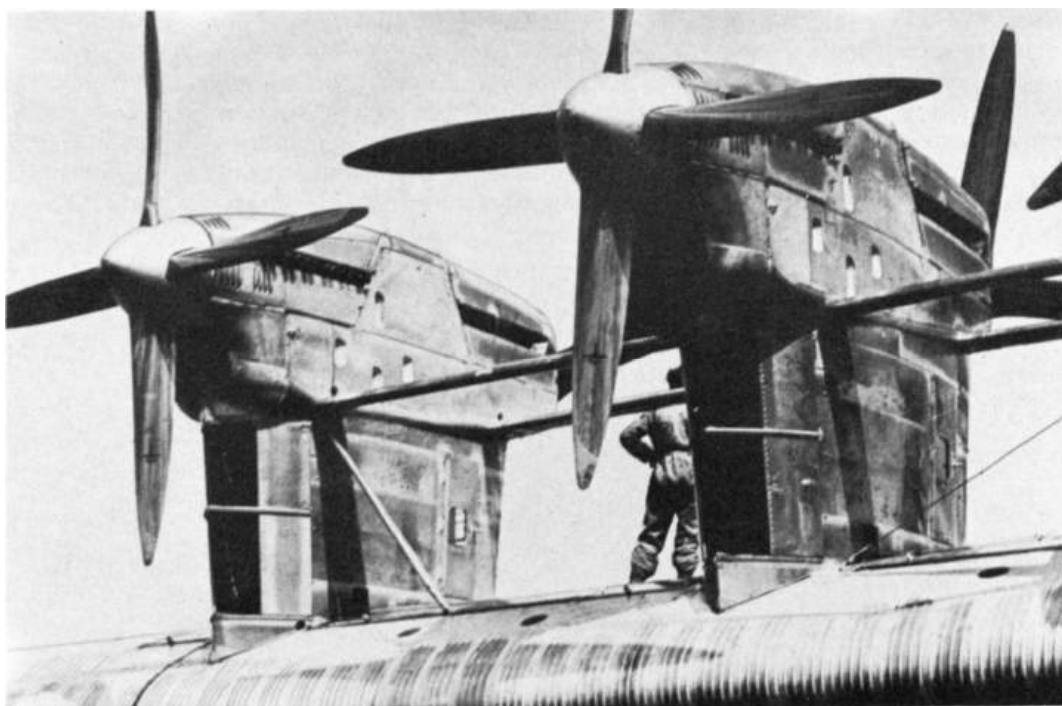


Рис. 3.8. Двигуни літака Dornier Do X

Як ми бачили, зменшення  $C_e$  було майже повністю вичерпано ще в 1918–1925 рр., коли на стаціонарних двигунах водяного охолодження був отриманий  $C_e = 0,23$  кг/к.с.год. У 1925–1927 рр. практика прийняла двигуни тільки зі збільшенням до 2000 об/хв і наддуванням до 3, 4 тисяч метрів, тобто з різко зменшеними  $\gamma$  і  $f$ , і літаки зробили другий стрибок швидкостей. Третій стрибок швидкостей, який мав місце з 1930–1935 рр., був наслідком різкого зменшення опору літаків. У 1934 р. раптово для багатьох у перельоті Англія-Австралія перше місце зайняв англійський літак «Комета» фірми Де-Хевіленд вагою 2400 кг із потужністю двигунів  $2 \times 230 = 460$  к.с., з навантаженням на  $1 \text{ м}^2$  і на 1 к.с. відповідно  $G/S = 120 \text{ кг/м}^2$  і  $G/N = 5,35 \text{ кг/к.с.}$  (рис. 3.9).



Рис. 3.9. Літак «Комета» фірми Де-Хевіленд

Закритий ліхтар, капотаж двигунів із площею отвору для продуву всього в  $90 \text{ см}^2$ , шасі, які прибираються, посадкові щитки, вільнонесуча схема та залізи дозволили на цьому літаку одержати швидкість, більшу швидкості винищувачів того часу, незважаючи на те, що останні мали менші навантаження на  $1 \text{ м}^2$  крила та на 1 к.с. ( $G/S = 100 \text{ кг/м}^2$  і  $G/N = 2,5 \text{ кг/к.с.}$ ). Це відбулося тому, що «Комета» мала  $C_{x0}$ , в 2,5 раза менший, чим ці винищувачі.

Четвертий стрибок 1935–1940 рр., зобов'язаний своєю появою теж збільшенню числа оборотів (до 2600) і подальшому форсуванню двигунів, що призвело до подальшого зменшення питомої ваги та стелі, мав ще одну причину – зниження питомої стелі в результаті застосування спарених двигунів і подвійних зірок.

Дотепер ми говорили про швидкість тільки як про показник, яким у 1918–1939 рр. оцінювали бойову ефективність літаків. Це було природно, тому що впливати на ймовірність перехоплення при візуальному способі виявлення в той час не могли, а ймовірності догону і атаки були тим більше, чим більше була перевага у швидкості. Тому ця властивість служила основним показником ефективності літака. Правда, маневреність теж істотно впливала на ймовірність атаки, і ця якість довгий час була властива біпланним конструкціям, однак воєнні дії в Іспанії показали, що перевага у швидкості дає в бої більші переваги, чим перевага в маневреності. У результаті на авіаційній виставці в Парижі в 1939 р. монопланів було вже 90%, а біпланів тільки 10%. Але швидкість не була єдиним засобом підвищення бойової ефективності літаків. На останню істотно впливали також імовірність збиття, яка залежала від живучості літака, точності прицілу, точності зброї, вбивчості снарядів, темпу стрільби, потужності наступальної та оборонної зброї. З усіх цих чинників у ті роки живучістю займалися мало, хоча вона сильно впливала на ймовірність збиття. В основному турбота про живучість зводилася до установа бронеспинки для захисту льотчика від куль позаду та до протектування баків для зменшення кількості пожеж у повітрі.

Точності прицілу теж не приділяли особливої уваги, тому що всі ефективні атаки були з боку задньої півсфери та у більшості випадків з малих відстаней, тобто з малих ракурсів, що майже не потребувала упередження, і, отже, що дозволяло користуватися тільки перехрестям прицілу. Кучність зброї порівняно з розсіюванням, внесеним літаком, була теж задовільна та не привертала уваги конструкторів. Вбивчість снаряду та темп стрільби сильно впливали на ймовірність збиття літаків противника. У результаті зброя розвивалася в напрямку збільшення калібру гармат і темпу стрільби. Як бачимо, при швидкостях того часу при тому порядку ведення повітряного бою результативність його залежала від трьох чинників: живучості цілі, вбивчості снаряду та кількості пострілів за час атаки. У результаті на літаках з'явилися не тільки великокаліберні кулемети, але й авіаційні пушки калібру 20-37-45 мм, кількість же стволів у

кулеметних установках зросло до 12, а в гарматних до 4. Природно, що наступальна зброя, з'явившись на винищувачах, викликала протидію у вигляді оборонної зброї. Почали створюватися двомісні винищувачі, у яких хвіст був захищений другою людиною з рухливою вогневою точкою. На одномісні ж винищувачі почали встановлювати бронеспинки. Однак виявилось, що друга людина та зброя знижували льотні якості винищувача настільки, що це не окупалося збільшенням його безпеки, і практика залишила тільки бронеспинки. Задню же вогневу точку на практиці замінили напарником ведучого.

На розвідниках і бомбардувальниках протидія наступальній зброї виразилося в установленні сильного оборонного озброєння. При поганій аеродинаміці літаків того часу установлення великої кількості вогневих точок не дуже сильно погіршувала опір літаків, так що збільшення невразливості цілком окупало неминуче погіршення льотних даних. Прикладами літаків, на яких аеродинаміка була принесена в жертву збільшенню оборонного вогню, можуть служити розвідник Бреге 27, бомбардувальник Аміо 143 М5, крейсер Бреге 414 (рис. 3.10).



Рис. 3.10. Крейсер Бреге 414

Але надалі при сильному погіршенні аеродинаміки літака погіршення льотних даних внаслідок встановлення великої кількості вогневих точок уже не окупалося збільшенням невразливості, і практика вибрала як найкращий варіант нерухому зброю для стрільби вперед і верхню й нижню, або хвостову, вогневі рухомі точки в бомбардувальників, з переносом завдання посилення оборони на підтримку взаємним вогнем строем бомбардувальників і на супровідних винищувачів.



У результаті такої взаємодії тактики й техніки до 1939 р. (початку Другої світової війни) літаки воюючих країн мали вигляд, показаний на рис. 3.11–3.19.



Рис. 3.11. Літак Віккерс-Супермарін «Спітфайр»



Рис. 3.12. Літак Белл XP-39 «Кобра»



Рис. 3.13. Літак Як-1Б



Рис. 3.14. Літак ЛаГГ-3





Рис. 3.15. Літак Мессершмідт F-109



Рис. 3.16. Літак Юнкерс-88



Рис. 3.17. Літак Пе-2



Рис. 3.18. Літак Іл-2



Рис. 3.19. Літак Юнкерс-87

Як видно, всі вони мали добре обтічні аеродинамічні форми та мінімальний лобовий опір. Але за бойовою ефективністю вони розрізнялися досить істотно, тому що країни «осі», які зробили ставку на масовість авіації, не приділили достатньої уваги новітнім досягненням аеродинаміки та досконалості зброї. У результаті їх літаки дещо уступали літакам союзників як за своїми льотно-технічними даними, так і за вогневої потужності. У той же час літаки Англії за льотно-технічними даними були близькі радянським літакам, але уступали їм за ефективністю зброї, тому що мали не велико-, а малокаліберне озброєння.

#### *Контрольні запитання*

1. Основні чинники прогресу швидкості.
2. Причини змін основних чинників бойової ефективності літаків.

## 4. ПЕРЕДУМОВИ РОЗВИТКУ РЕАКТИВНОЇ АВІАЦІЇ

### 4.1. Рівняння стану виробництва літаків

Ще в період Першої світової війни практика висунула завдання масового виробництва літаків, тобто встало завдання робити їх у більших кількостях, у короткий строк і з якомога меншою витратою праці. Ці завдання були поставлені перед промисловістю воюючих країн ще потребами Першої світової війни, що видно з даних табл. 4.1.

Таблиця 4.1

#### Потреби промисловості в літаках

Рік	Кількість випущених, тисяч штук	
	літаків	двигунів
1914	2,2	2,5
1915	11,5	14,5
1916	23,5	33,0
1917	55,0	90,5
1918	54,5	131,5

Після цієї війни перехід до масового виробництва літаків ясно видний з даних про кількість літаків, які випускалися США за період 1916–1945 р.р: 1916 рік – 14,0 тисяч штук, 1937 рік – 20,0 тисяч штук, 1945 рік – 170,0 тисяч штук.

Авіаційна промисловість виросла настільки, що стала однією з найважливіших галузей промисловості будь-якої сильної держави, що видно на прикладі США: в 1929 році частка авіапромисловості становила 0,2% бюджету країни, а в 1944 році – 15 %.

Потреба у великій кількості літаків призвела, з одного боку, до прагнення всіляко скоротити число типів літаків і число прийнятих на озброєння зразків, з іншого боку, до пошуків таких матеріалів, технічних прийомів, виробничих процесів, конструктивних форм, які дозволяли найбільшою мірою машинізувати та прискорити процес виробництва літаків.

Під час Першої світової війни налагодити масовий випуск літаків не вдалося тому, що матеріал, з якого вони виготовляли (дерево), не маючи однорідності, сталості механічних якостей, залежав від зовнішніх умов, був недовговічним, не дозволяв застосовувати машинізовані способи виробництва.

Щоб рухатися вперед по технологічній лінії, необхідно було застосовувати метал. Але не будь-який метал, а такий, який у конструктивних елементах за своєю питомою міцністю при «робочій» напрузі не уступав би сосні. Треба звернути увагу на слово «робоче», тому

що метал, який навіть має високу питому міцність при своїх граничних напругах, виявиться не вигідним, якщо конструктивні форми і потрібні перерізи зможуть довести його тільки до «робочих» напруг, далеких від граничних.

Проаналізуємо з цього погляду таблицю питомих міцностей основних матеріалів (табл. 4.2).

Таблиця 4.2

**Питома міцність різних матеріалів**

Матеріал	Властивості матеріалу			на розтяг	на вигин	на поздовжню стійкість	на місцеву стійкість
	$\gamma$ , кг/см <sup>3</sup>	$\sigma_b$ , кг/см <sup>2</sup>	E, кг/см <sup>2</sup>	$\sigma_b/\gamma$	$\sigma^{2/3}/\gamma$	E/ $\gamma$	$E^{1/3}/\gamma$
Сосна	$52 \cdot 10^{-5}$	830	$0,11 \cdot 10^6$	$16 \cdot 10^5$	$1,70 \cdot 10^5$	$2100 \cdot 10^5$	$0,92 \cdot 10^5$
М'яка сталь	$785 \cdot 10^{-5}$	4000	$2,1 \cdot 10^6$	$5 \cdot 10^5$	$0,32 \cdot 10^5$	$2700 \cdot 10^5$	$0,16 \cdot 10^5$
Хромомолібденова сталь	$785 \cdot 10^{-5}$	11000	$2,1 \cdot 10^6$	$14 \cdot 10^5$	$0,63 \cdot 10^5$	$2700 \cdot 10^5$	$0,16 \cdot 10^5$
Алюміній	$285 \cdot 10^{-5}$	1200	$0,7 \cdot 10^6$	$4 \cdot 10^5$	$0,40 \cdot 10^5$	$2450 \cdot 10^5$	$0,31 \cdot 10^5$
Дуралюмін	$285 \cdot 10^{-5}$	3800	$0,7 \cdot 10^6$	$13 \cdot 10^5$	$0,86 \cdot 10^5$	$2450 \cdot 10^5$	$0,31 \cdot 10^5$

Як бачимо, сосна – вигідний у ваговому відношенні матеріал, якщо перерізи досить потужні, щоб розвивати граничні напруги. М'яка сталь не могла і не може з нею конкурувати за всіма показниками, крім показника поздовжньої стійкості.

Леговані сталі з більшим руйнівним напруженням на розрив залишалися, як і м'які, непридатними для авіації, тому що через тонкостінність перерізів вони, маючи поганий показник за місцевою стійкістю, не дозволяли в перерізі розвивати більші робочі напруги. Новий легкий метал початку ХХ сторіччя – алюміній – теж не прищепився в авіації через свою малу питому міцність на розтягання та на згин. Тільки з появою дуралюміна авіація одержала метал, який мало уступав сосні за питомою міцністю та дозволяв при будівельних висотах, менших висоті біпланової коробки, але порівнянних із висотами 15–20% профілів крил, одержувати товщини перерізів, які забезпечують одержання високих робочих напруг без місцевої та загальної втрати стійкості. Таким чином, він виявився здатним конкурувати з сосною за вагою (а вага в той час мала вирішальне значення) і в той же час мав технологічні, виробничі, конструктивні і експлуатаційні переваги. В результаті в 1919 р. з'явилися перші літаки з дуралюміна. Почався період механізації виробництва літаків.

Цікаво відзначити, що цей перехід на дуралюмін, який потребував для свого більш вигідного використання більших товщин стінок

конструкцій, які могли бути реалізовані тільки при менших будівельних висотах ферм, вплинув на зміну конструктивної схеми літака, на перехід від біплана до вільнонесучого моноплана, тому що він дозволяв не збільшувати вагу конструкції при меншій будівельній висоті та одночасно з цим дозволяв зменшувати лобовий опір літаків. Це ясно видно з того, що в період з 1919 по 1922 р.р. було виготовлено за схемою біплана з дерева 42, а з дюралюміна 2 винищувачі. За схемою моноплана, навпаки, з дерева – 4, а з дюралюміна – 18 винищувачів.

Вернемося до питань виробництва. Отже, з появою дюралюміна в авіації почався новий етап у технології: вона одержала можливість розвивати машинізоване виробництво. Машинізація на початку розвитку металевого літакобудування йшла по загальному шляху з машинобудуванням і двигунобудуванням по лінії раціоналізації процесів і оснащення металообробних і верстатних операцій, по лінії оснащення робітника різним ручним механізованим інструментом, по лінії оснащення виробництва стапелями для збирання, механізації заготівельних операцій і стандартизації напівфабрикатів і виробів.

Трудомісткість літаків, хоча й знижувалася, але значно повільніше, ніж трудомісткість сильно механізованих двигунів і навіть автомобілів. Так, в останні роки Другої світової війни трудомісткість літака, порівняного з автомобілем, була більше раз у двадцять. Застосування засобів, дуже ефективних для окремих, але малих частин виробництва літака, на його загальну трудомісткість великого впливу не робило. У результаті кількість літаків, які випускаються, визначалося кількістю зайнятих в авіаційній промисловості робітників. Це видно з того, що за час з 1937 по 1945 р.р. число робітників на авіаційних підприємствах збільшилося в 15 разів. За час Другої світової війни шість найбільших країн 804 244 літака різних типів і конструкцій (табл.. 4.3).

Таблиця 4.3

**Виробництво літаків в 1939–1945 роки**

Роки	СРСР	США	Англія	Германія	Японія	Італія
1939	10 382	2141	7940	8295	4467	1692
1940	10 565	6086	15 049	10 247	4768	3257
1941	15 735	19 433	20 094	12 414	5088	3503
1942	25 436	47 836	23 672	15 401	8861	2818
1943	34 900	85 898	26 263	24 807	16 693	1930
1944	40 241	96 318	26 461	40 593	28 180	—
1945	20 104*	46 001**	12 070***	7539****	11 066*****	—
Всього	157 363	303 713	131 549	119 296	79 123	13 200

Оскільки потреба в літаках не зменшувалася, можна судити, як швидко зростала, росте дотепер необхідність вирішення питання зниження



трудомісткості. На початку 40-х років, коли питання дійсно масового виробництва літаків стало дуже гостро, аналіз і вибір чинників, які найсильніше впливають на трудомісткість, були усвідомленими і сформульованими.

Якщо ми візьмемо в спрощеному вигляді складової трудомісткості літака (механічних, заготівельних, складальних і монтажних робіт), то одержимо таку рівність:

$$T_{\text{літ}} = T_{\text{мех}} + T_{\text{загот}} + T_{\text{склад}} + T_{\text{монт}}$$

Розділивши цю рівність на  $T_{\text{сам}}$ , одержимо рівняння відносних трудомісткості, що нагадує рівняння існування літака:

$$\xi_{\text{літ}} = \xi_{\text{мех}} + \xi_{\text{загот}} + \xi_{\text{склад}} + \xi_{\text{монт}}$$

Для літака з дюралюмінію будемо мати розподіл відносних трудомісткостей на заклепках, як показано на рис. 4.1.

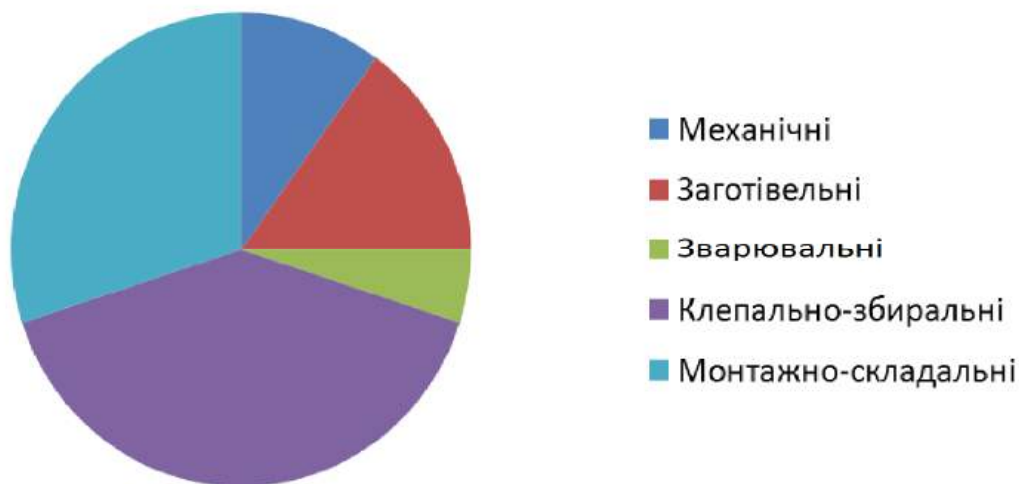


Рис. 4.1. Трудомісткість різних видів робіт при виготовленні літака

Як бачимо, трудомісткість механічних і заготівельних робіт становить невелику частку від загальної трудомісткості. Тому, природно, поліпшення, проведені в них, не могли дати істотного виграшу. Клепально-складальні роботи становлять більшу частку загальної трудомісткості, і тому оснащення робітника механізованим інструментом дало на початку розвитку металевого літакобудування помітний ефект, але подальше скорочення трудомісткості клепально-складальних робіт призупинилося. Важко піддавалася скороченню монтажно-складальна частина трудомісткості, яка, навпаки, зростала через збільшення кількості обладнання та озброєння. Таким чином, основні частки трудомісткості, що

становили разом близько 70% всієї трудомісткості, скороченню не піддавалися.

Основну частину трудомісткості складають клепально-складальні та монтажні роботи. Основними чинниками, які перешкоджали зменшенню цієї великої частини трудомісткості, були: неможливість розширити фронт робіт, велике кількість незручних для роботи місць і недостатня освітленість робочого місця. Всі ці три чинники вели до зниження продуктивності праці. Тому поіпшення їх мало значно зменшити трудомісткість усього літака. Спочатку пробували розбивати агрегати літака на частини, але цим трудомісткість майже не змінювалася, тому що ні число робочих місць, ні зручність робіт, ні освітленість майже не мінялися. Тільки в 1937 р. почали з'являтися перші панеліровані конструкції, які радикально розв'язали питання зменшення трудомісткості. Дійсно, панелірована конструкція, по-перше, не лімітує кількості робочих місць, що сильно скорочує цикл виробництва та витрати на складні більші стапелі; по-друге, робить всі місця роботи доступними, зберігаючи при цьому позу робітника зручною для роботи, що безпосередньо впливає на трудомісткість і поліпшує якість роботи; по-третє, збільшує освітленість робочих місць, що не тільки знижує трудомісткість, але й поліпшує якість роботи; в – четвертих, впливає на найбільш трудомісткі частини виробництва літака – клепально- і монтажні роботи, які становлять близько 70% трудомісткості виготовлення всього літака. В розрізній панелірованій конструкції було досягнуто зниження трудомісткості клепальних і монтажних робіт на 33% (рис. 4.2, 4.3).



Рис. 4.2. Закріплені в палетах панелі на верстатах автоматичного клепання



Рис. 4.3. Стапель складання лонжерона крила (ручне клепаання)

Тому в цей час, як для одержання гарних льотних даних необхідне раціональне компонування літака, як для одержання мінімальної ваги конструкції планера, необхідна раціональна силова схема конструкції планера, так для одержання мінімальної трудомісткості літака необхідно раціональне панелірування конструкції літака.

Таким чином, **щоб мати ефективний літак, треба з самого початку розроблення його конструкції нарівні з аеродинамікою та міцністю закладати і технологічні можливості, тобто розраховувати його технологічність і трудомісткість.**

Зневажання технологічністю приводило в 30-х роках до 70% змін за виробничими вимогами (рис. 4.4), що треба вважати неприпустимим.

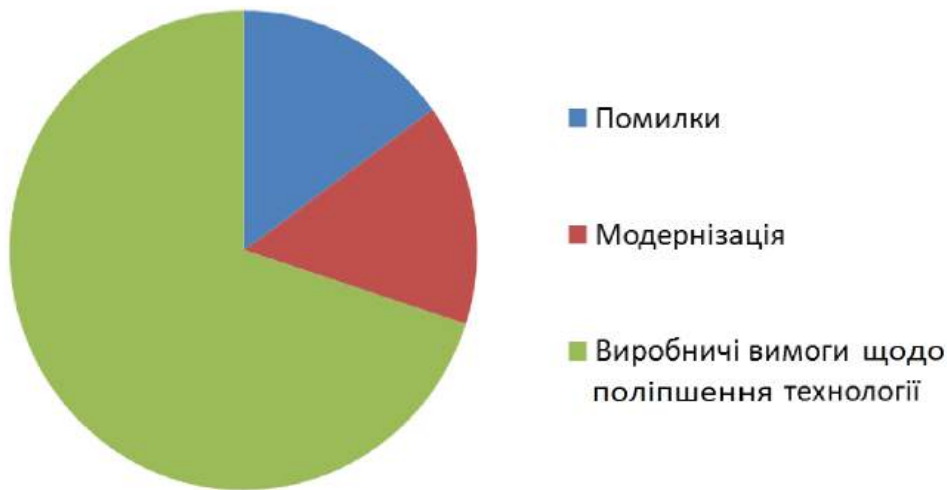


Рис. 4.4. Розподіл змін у кресленні в процесі виробництва літака

Це значить, що у вимогах до літака, крім льотних даних, даних за живучістю, бойовою ефективністю, обладнанням, озброєнням та експлуатацією, мають міститися економічні вимоги, які забезпечують мінімальні трудові витрати на один літак.

#### 4.2. Передумови розвитку реактивної авіації

Наприкінці 30-х років аеродинамічні лабораторії та окремі конструктори, маючи справу з літаками, які розвивають швидкості, близькі до швидкості звуку, передбачали майбутні труднощі, пов'язані з переходом до надзвукових швидкостей польоту. Продувками був виявлений такий ріст опору при наближенні до звукової швидкості (як у профілів крил, так і у тіл обертання), який потребував при подальшому збільшенні швидкості значного росту енергооснащеності літака, тобто сильного зменшення питомої ваги і питомого чола авіаційних двигунів. Це зумовлювало поряд з удосконаленням поршневих двигунів почати пошуки інших типів двигунів, як повітряно-реактивних, так і рідинно-ракетних.

Реактивні двигуни мають незаперечні переваги перед поршневими в багатьох відносинах: дають більшу потужність (тягу) на одиницю ваги, поперечні розміри двигуна менше, ніж у поршневих, дозволяють досягти більших швидкостей польоту. Світова реактивна авіація розвивалася відповідно до загальних законів удосконалювання техніки – від простого до складного, від дослідних зразків до зробленого.

Історія еволюції реактивної авіації пройшла послідовно всі стадії свого розвитку. При створенні нових зразків літаків і двигунів повною мірою використовувалося те, що було створено раніше, у тому числі у суміжних областях науки. Не випадково, що перші та кращі зразки реактивної техніки з'явилися в країнах, де традиції в області розвитку науки та техніки були надзвичайно сильними, а рівень авіаційної промисловості



попереднього періоду – дуже високим (Німеччина). Найбільших успіхів у створенні реактивної авіації домоглися вчені і конструктори Німеччини, Італії, США, Англії.

Реактивні двигуни ділять на три групи: рідинні, порохові, повітряно-реактивні. Для роботи рідинних реактивних двигунів не потрібно кисню, що втримується в повітрі. Двигун може працювати в сильно розрядженій атмосфері. Для згоряння палива має бути передбачений запас окислювача. Найбільше відомі комбінації – паливо-окислювач: спирт і кисень, водень і кисень, бензин і азотна кислота, водень і фтор, діборан і кисень і т. ін.

Як пальне в порохових реактивних двигунах використовують порох.

У повітряно-реактивних двигунах застосовують кисень, який міститься у повітрі. Як паливо виступає гас і дуже рідко – другий вид рідкого палива. Повітряно-реактивні двигуни, у свою чергу, класифікуються за двома ознаками: безкомпресорні (прямоточні та ті, що пульсують) і компресорні. У першому випадку стискання повітря відбувається за допомогою швидкісного напору, у другому – за рахунок роботи компресора або мотокомпресора.

У Німеччині Юнкерс почав свої досвіди з планерами, встановлюючи на них порохові двигуни; в Італії на літаку Капроні-Кампіні з мотокомпресорним двигуном у 1941 р. було здійснено переліт з Тальєдо у Гвідонію довжиною в 268 км (рис. 4.5).



Рис. 4.5. Літак Капроні-Кампіні з мотокомпресорним двигуном

Ще в 1938–1940 р.р. німецькі вчені створили реактивні двигуни Jumo-004A, VM-003A, VM-028 і «Юнкерс», вони були встановлені на літаках особливої конструкції. Льотні випробування реактивних літаків показали їх

перспективність і шляхи розвитку такої техніки. В 1939 році у Великобританії було спроектовано, побудовано і випробувано реактивний двигун Френка Уїттла – «Уїттл» W-1. Створенню зроблених зразків реактивних двигунів передувала більша робота численних колективів фахівців.

Літак He 178 (рис. 4.6) розроблявся на основі He-176 з ракетним двигуном і був оснащений реактивним двигуном He S-3b. 27 серпня 1939 року цей літак (точніше експериментальний зразок) вписав свою сторінку в історію. У цей день капітан Еріх Варзіц першим підняв у повітря реактивний (з турбореактивним, а не ракетним двигуном) літак і зробив коло в повітрі над фабрикою в місті Росток. Офіційні представники Міністерства авіації Третього рейха оглянули літак у жовтні 1939 року, але не виявили до нього особливого інтересу та проект був зупинений.



Рис. 4.6. Літак He 178

Таким чином, **авіація почала підходити до оволодіння новими двигунами, робота яких зоснована на принципі прямої реакції, і новими швидкостями, при яких політ підпорядковувався вже іншим законам.** Але військова обстановка 1939–1945 рр. змусила в першу чергу займатися потребами фронту, і тому основна увага була приділена вдосконалюванню та модифікації літаків і двигунів, які вже знаходилися на озброєнні. Внаслідок цих удосконалень швидкості літаків за час війни 1939–1945 рр. зросли приблизно на 20%.

У Другій світовій війні брали участь літаки з реактивними двигунами трьох країн – Германії, Великобританії, США. Основними німецькими

літаками були Me-262, Me-163 (рис. 4.7–4.9). Особливих успіхів у військовому плані вони не принесли, але в технічному відношенні їх роль виявилася величезною. Реактивні літаки люфтваффе з'явилися у військовому небі лише в другій половині 1944 року. Це трапилося в той період, коли результат війни був очевидним. Німецьке керівництво до останніх тижнів війни намагалося змінити обстановку у свою користь, воно сподівалося на «чудо-зброю», вірило в його міць, будувало райдужні плани.



Рис. 4.7. Найпоширеніший і результативний німецький реактивний літак Me-262



Рис. 4.8. Збитий гарматним вогнем Me-262 американський бомбардувальник B-17

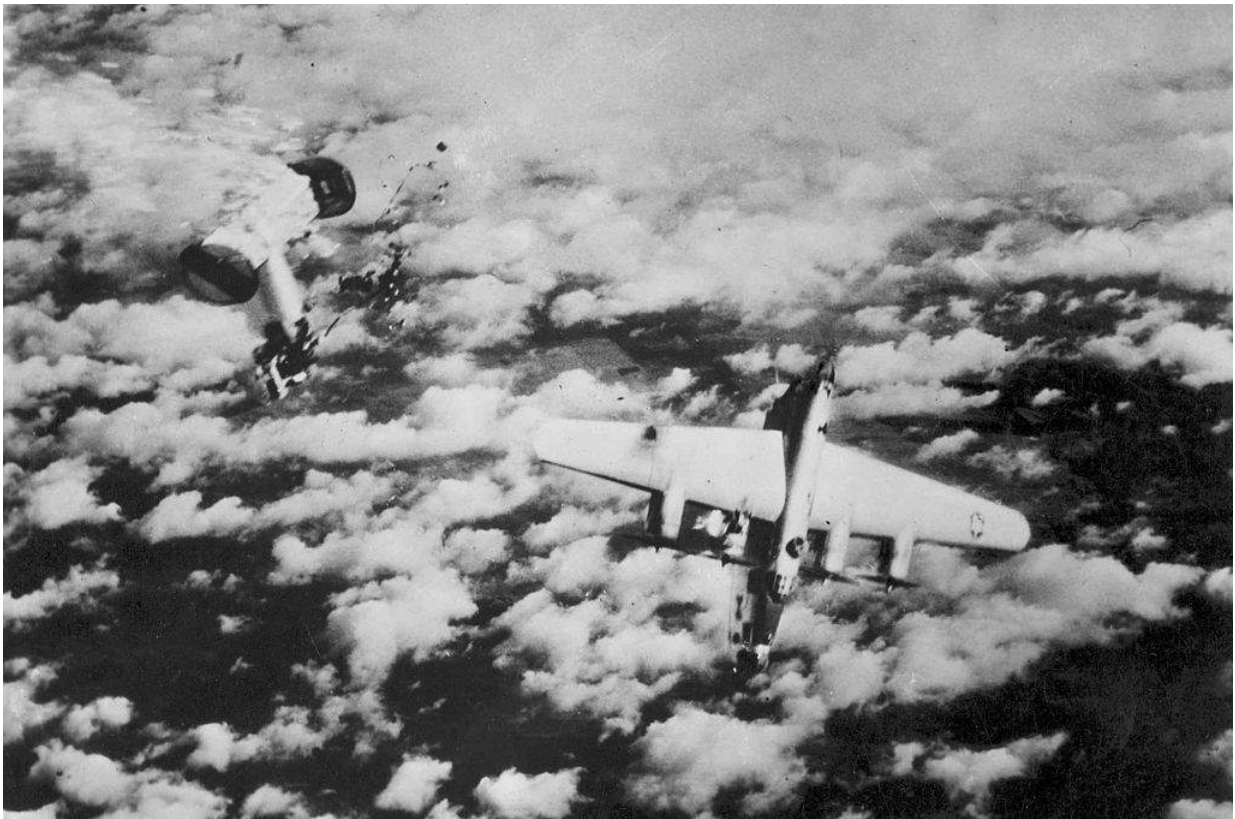


Рис. 4.9. Падає американський бомбардувальник B-24 Liberator, у результаті ракетного обстрілу НАР R4M винищувачем Me-262 4 квітня 1945 р.

У середині березня 1945 року було ухвалено рішення, що стосується програм використання в бойових діях авіаційної техніки. Відповідно з рішенням всі сили мали бути кинуті на випуск нових літаків: Me-262, озброєного чотирма пушками (калібру 30 мм), Arado-234, He-162, Ta-152, нічного винищувача Ju-88. Програма випуску нових літаків, однак, була нереальною. Намічалось випустити щомісяця Me-262 – 1000 екземплярів, He-162 – 500, Ta-152 – 500, Ar-234 – до 100, Ju-88 - 50. Кінець війни, що наблизився, не дозволив здійснити ці плани. Наявні ж на озброєнні реактивні літаки боролися до останнього дня війни.

**Однак головним було не це, а те, що до кінця війни з'явилися реактивні двигуни та літаки, ракети, радіолокатори, атомна зброя, наступний етап розвитку авіації міг спиратися на якісно нові досягнення військової техніки другої половини ХХ сторіччя, ці досягнення обумовили різкий поворот у розвитку збройних сил взагалі. Визначальною для післявоєнного періоду була поява атомної зброї.**

Колосальна руйнівна здатність нового виду зброї, особливо ефективного при дії по тилкових об'єктах, порушила рівновагу між наступальною ефективністю бомбометання та оборонною ефективністю винищувальної авіації разом із зенітним вогнем, що змусило, з одного



боку, звернути особливу увагу на вдосконалювання засобів доставки цієї зброї до цілі, а з іншого, – у ще більшому ступені – на вдосконалювання засобів протидії такій доставці.

Тепер у зв'язку з колосально зрослою ефективністю бомбардувальників колишні 1–3% збиття ні в якій мірі нікого вже не влаштовують. Для нейтралізації сильно зрослої наступальної могутності бомбардувальної авіації необхідним стало стовідсоткове недопущення противника в тил країни.

**Висновок.** Під знаком необхідності нейтралізувати зрослу наступальну здатність засобів повітряного нападу забезпечити якомога більшу надійну доставку до цілі бойового ядерного заряду проходив післявоєнний розвиток літальних апаратів. Центр ваги боротьби перенісся з боєприпасів на саме знаряддя.

### *Контрольні запитання*

1. Рівняння стану виробництва літаків.
2. Основні досягнення військової техніки другої половини ХХ сторіччя.
3. Передумови розвитку реактивної авіації.

## 5. РОЗВИТОК РЕАКТИВНОЇ АВІАЦІЇ В ПЕРІОД 1945-1961 РР.

### 5.1. Розвиток реактивної авіації в період 1945-1961 рр.

Розглянемо, як розвивалася авіація, починаючи з 1945 р. За сталою традицією літаки необхідно було збільшити швидкість польоту, що реалізувалося, по-перше, за рахунок зменшення питомої ваги двигунів завдяки поліпшенню їх конструкції (треба відзначити, що на літаках у цей період, як і в початковий, використовують двигуни з меншою питомою вагою, навіть у тому випадку, якщо їх тяга є недостатньою для літака, задовольняючи в цьому випадку потреби в тязі збільшенням числа двигунів).

По-друге, за рахунок зменшення питомої ваги двигунів при збільшенні швидкості польоту літака, що приводило до збільшення тяги двигуна внаслідок специфіки його тягової характеристики (аналогічно збільшенню в польоті висотності поршневих двигунів завдяки збільшенню тиску у вхідних патрубках від швидкісного напору);

По-третє, за рахунок зменшення питомої ваги та питомої стелі двигунів завдяки збільшенню продуктивності компресорів, що дозволили при колишніх габаритах і вазі одержувати більші тяги;

По-четверте, завдяки вдосконалюванню вхідних і вихідних пристроїв силових установок, що призводило до збільшення кількості повітря, яке проходить через двигун, і, отже, до зменшення питомої ваги й питомого чола силових установок;

По-п'яте, завдяки зміні аеродинамічних форм літаків (тонкі профілі, стрілоподібність, малі подовження), у результаті чого зменшувався  $C_{x \text{ хвиль}}$  і відсувався  $M_{\text{крит}}$ .

Спочатку визначають шляхи розвитку ТРД. Якщо народженням цього типу двигунів вважати час створення стаціонарних газотурбінних установок для електростанцій, то появу перших ТРД у Німеччині (Юнкерс, BMW) і в Англії (Уітл) треба вважати періодом становлення цього типу двигунів в авіації. Подальший розвиток їх йшов на противагу поршневим двигунам більш цілеспрямовано. Розроблені для поршневих двигунів критерії з  $\gamma$ ,  $f$ ,  $c_e$  лягли в основу розвитку ТРД:

– поліпшення параметрів, які впливали на ці критерії, приводило до швидкого вдосконалювання самих двигунів;

– поліпшення ККД компресора та турбіни вело до зменшення  $c_e$ ;

– збільшення продуктивності компресора – до зменшення  $\gamma$  і  $f$ ;

– підвищення температур і ступеня стиснення – до зменшення  $c_e$ ;

– поліпшення ступеня відновлення тиску та коефіцієнта витрати в надзвукових вхідних пристроях – до зменшення  $\gamma$  і  $f$ ;

– зміна розрахункового числа  $M$  двигуна теж призвело до зменшення  $\gamma$  і  $f$  на важливих для літака швидкостях польоту.

У результаті такого розвитку двигунів стали обмежувати не тягові можливості літаків, а граничні температури нагрівання конструкції літака, двигуна, обладнання, озброєння та граничні швидкісні напори. Швидкість перестає бути єдиним основним показником досконалості літаків, а розділяє перше місце з висотою польоту та невимогливістю до аеродромів.

Збільшення висоти польоту при  $C_y = \text{const}$  і  $q = \text{const}$  залежить від збільшення тягоозброєності –  $\mu_0 = \frac{\xi_{cy}}{\gamma_{cy}}$ .

Останнє можливо (при  $\gamma = \text{const}$ ) тільки при збільшенні  $\xi_{cy}$ , що можна зробити за допомогою зменшення або  $\xi_n$ , або  $\xi_T$ . Зменшувати  $\xi_n$  – значить зменшувати вагову економічність літака, що небажано. Тому доцільно було спочатку використати можливості зменшення  $\xi_T$ . Одним із способів зменшення є розповсюджений у США долив палива в повітрі після зльоту, набору висоти, розгону й проходження частини шляхи, а також перевантаження літака додатковим паливом. Це дає зниження  $\xi_T$  при нормальному варіанті завантаження на 0,1–0,15.

Зменшити  $\xi_T$  можна шляхом ліквідації всяких зайвих резервів у дальності проти необхідних театром воєнних дій і ліквідацією способів використання літаків, які потребують більшої витрати палива, подібні збиранню великих груп.

Для компенсації витрати палива можна також використати аеродроми підскоку.

Завдання надання літакам невибагливості до аеродромів встало гостро в той час. Рішення цього завдання почали шукати в зменшенні довжини пробігу шляхом посилення засобів гальмування (автогальма, гальмові парашути, реверс тяги і т. ін.). Але це істотних результатів не давало, тому що всі ці засоби тільки зменшували довжину пробігу, залишаючи колишньою  $V_{\text{пос}}$ , тобто складність посадки та довжину «промаху» при посадці; в той же час незмінний та притому великий питомий тиск на ґрунт не дозволяв перейти до експлуатації ґрунтових аеродромів.

Щоб літаки були невибагливими до аеродромів, якщо під цим розуміти не тільки малу довжину розбігу та пробігу, але й малу злітну та посадкову швидкості, які забезпечують малі тиски в пневматиках і простоту зльоту та посадки, їм необхідно дати більшу тягозброєність, мале навантаження на квадратний метр крила, великий  $C_{y\text{пос}}$  і малий питомий тиск на ґрунт.

Перші дві властивості –  $\mu$  і  $p$  – є однаковими з необхідними для великої стелі польоту; третя –  $C_{y\text{пос}}$  – викликало до життя посилену розробку способів використання тяги для створення піднімальної сили та у вигляді зміни напрямку реактивного струменя, у вигляді реактивних закрилків; четверта –  $P_{\text{пнев}}$  призвело до дослідження можливостей

використання для зльоту та посадки лижного шасі та способів вертикального зльоту, оскільки більша тягоозброєність дозволяє використати перше, а часто й здійснити друге (рис. 5.1–5.3).

У результаті в період 1945–1959 рр. швидкість, злітна тяга й вага винищувачів змінювалися приблизно так, як показано на рис. 5.4 і 5.5. Деякі із цих винищувачів показано на рис. 5.6–5.20.



Рис. 5.1. Літак Белланка з лижним шасі



Рис. 5.2. Експериментальний транспортний літак ВЗП Hiller X-18



Рис. 5.3. Транспортний літак з укороченим зльотом і посадкою «Бреге-941» (Франція, 1958)

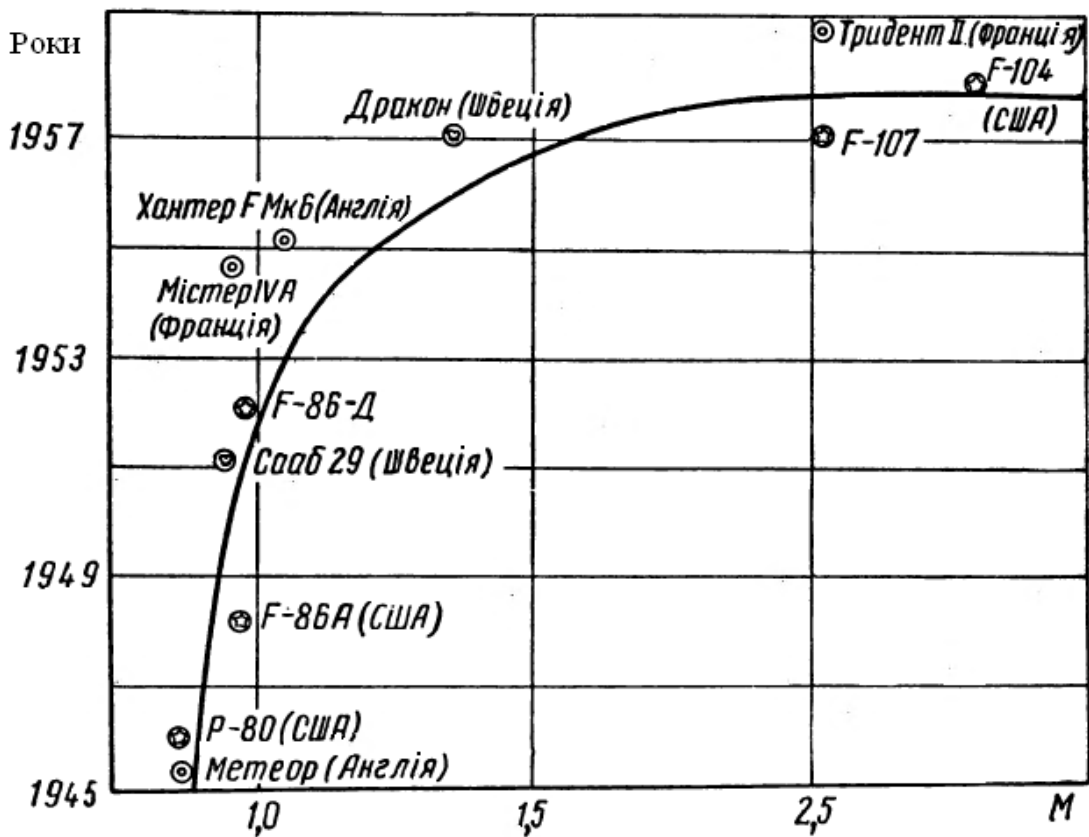


Рис. 5.4. Розвиток швидкості винищувачів за роками

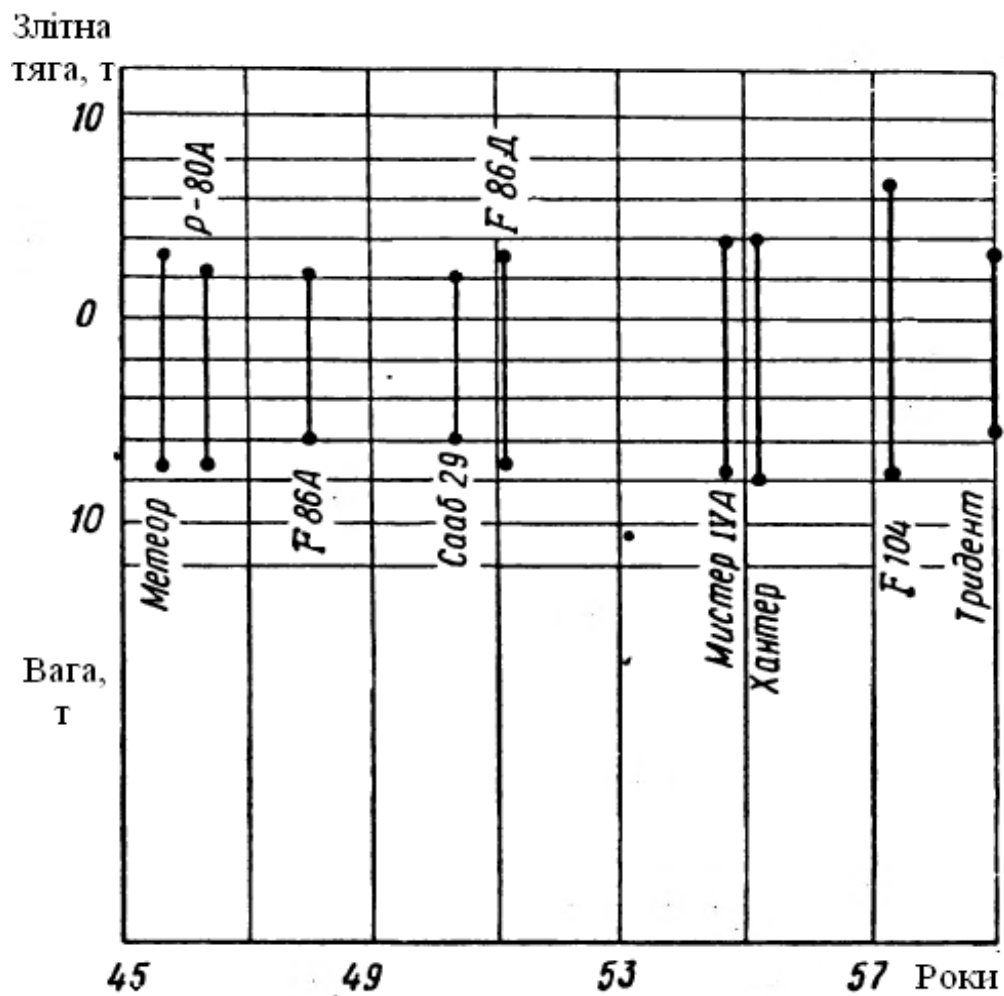


Рис. 5.5. Зльотні тяги та вага винищувачів за роками



Рис. 5.6. Винищувач Saab J 35 Draken





Рис. 5.7. Стратегічний бомбардувальник Boeing B-47B Stratojet який виконує скорочений зліт за допомогою ракетних прискорювачів JATO, 15 квітня 1954 року



Рис. 5.8. Винищувач F-104





Рис. 5.9. Винищувач Хантер



Рис. 5.10. Винищувач Sud-Ouest SO.9000 Trident з ЖРД

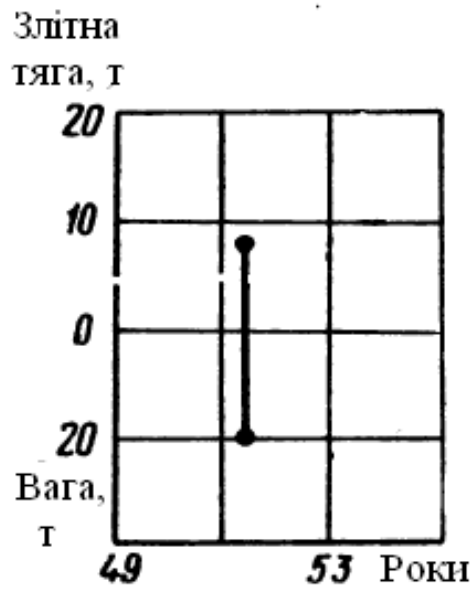


Рис. 5.11. Злітні тяга та вага фронтового бомбардувальника «Канберра»

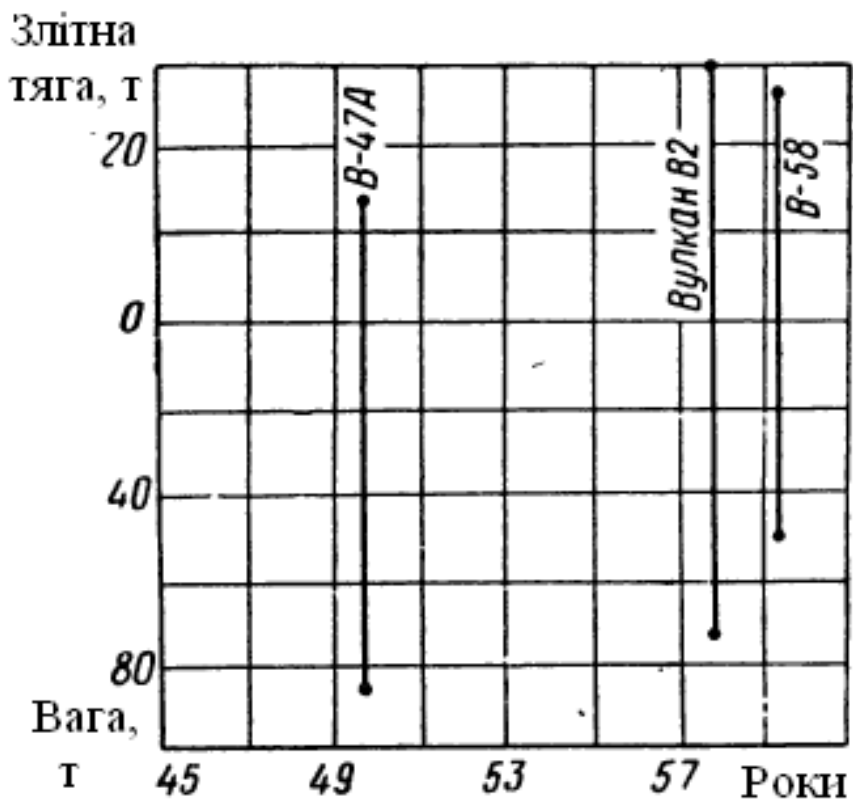


Рис. 5.12. Злітні тяги та вага дальніх бомбардувальників

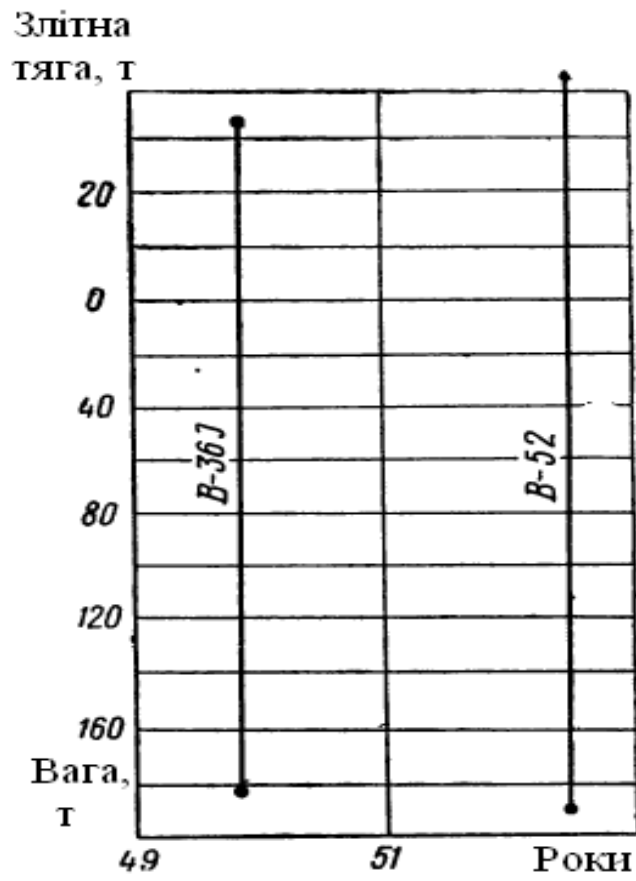


Рис. 5.13. Злітні тяги та вага стратегічних бомбардувальників



Рис. 5.14. Фронтний бомбардувальник «Канберра»



Рис. 5.15. Дальній бомбардувальник В-58 «Хастлер»



Рис. 5.16. Стратегічний бомбардувальник В-52





Рис. 5.17. Заправник КВ-50



Рис. 5.18. Заправник КС-135



Рис. 5.19. Стратегічний військово-транспортний літак С-124А



Рис. 5.20. Вертоліт S-56, який буксирує фюзеляж вертольота YH-16

## 5.2. Розвиток одноразових крилатих і балістичних літальних апаратів

Як указувалося вище, наприкінці Другої світової війни з'явився новий вид літальних апаратів: одноразові крилаті й балістичні ракети V-1 і V-2.



Робота першої V-1 ґрунтувалася на літаковому принципі переміщення: горизонтальному польоті за допомогою двигуна, що працює в продовження всього польоту (рис. 5.21);

другої V-2 ґрунтувалася на балістичному принципі переміщення: наданні апарату кінетичної енергії та напрямку руху, необхідних для здійснення подальшого польоту як вільнокинутого тіла з розрахунком потрапити в розрахункову точку – ціль (рис. 5.22).



Рис. 5.21. Літак-снаряд V-1

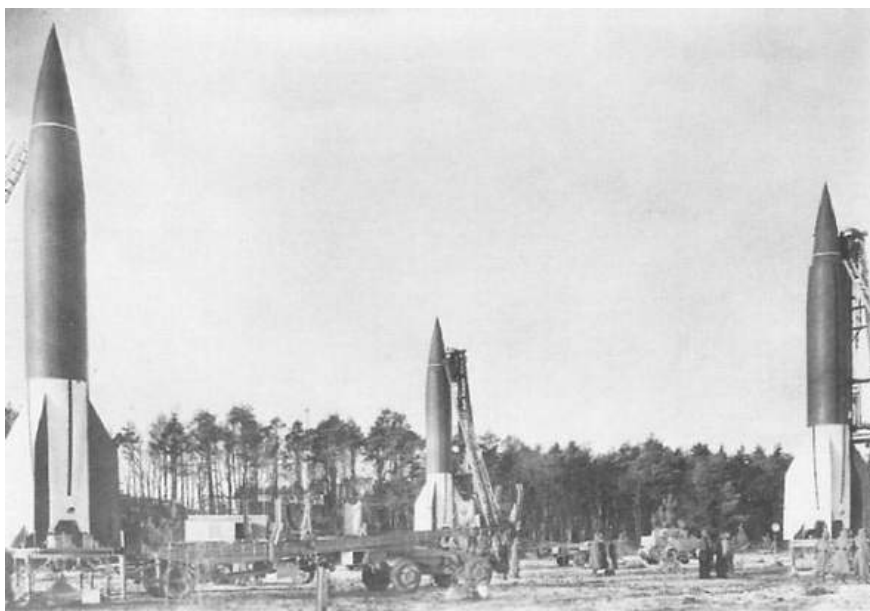


Рис. 5.22. Балістична ракета далекої дії V-2

При використанні одноразових літальних апаратів пред'являли особливо тверді вимоги до обладнання в щодо їх завадостійкості, точності навігації та точності ураження цілі, щоб цим компенсувати перевагу літака в можливості використати кілька способів навігації та бомбометання.

Це сприяло розвитку для безпілотних крилатих апаратів невеликої дальності, для апаратів класів «З», «П» і «П-З» телекерування всім бойовим польотом, а для безпілотних далеких крилатих апаратів класу «З-З» (типу «Матадор», «Навахо») – астрономічної, інерційної або астроінерційної автономної систем наведення.

Робота балістичних ракет типу V-2, як говорилося вище, була основана не на принципі поступової та безперервної витрати під час польоту запасеної на борту енергії, а на принципі імпульсивної витрати цієї енергії протягом короткого часу початку руху для набору великої швидкості, що при відповідній орієнтації вектора швидкості давала апарату можливість уже по балістичній траєкторії покривати будь-які необхідні для практики відстані. Основою для розвитку цих апаратів були роботи К. Е. Цюлковського, Оберта, Кондратюка, Цандера.

Для таких апаратів:

були отримані свої рівняння існування, тобто зв'язку різних властивостей ракет між собою через кількість матеріалів, які використовують на їх реалізацію;

були використані свої критерії ефективності, тобто зв'язки між різними властивостями та бойовою ефективністю ракет і вплив зміни цих властивостей на зміну бойової ефективності;

були застосовані свої рівняння стану виробництва, тобто зв'язки між методами виробництва, конструкцією та трудомісткістю.

**Звичайно, вид цих зв'язків став іншим, змінилася значущість багатьох чинників, але основний зміст залишився.**

**Більші запаси палива зробили ракети дуже чутливими до чинників, від яких залежить запас палива, тобто до початкової швидкості та до питомого імпульсу, або, що те ж саме, до економічності двигунів.** Останнє значною мірою визначило області використання різних ракетних двигунів. Так, у США порохові двигуни, зручні для експлуатації (які мали до останнього часу найменший питомий імпульс), застосовували на ракетах малої та середньої дальності, рідинні на азотній кислоті – на ракетах середньої дальності; кисневі ЖРД – на ракетах середньої та великої, аж до міжконтинентальної й міжпланетної дальностей.

**Другим важливим чинником у ракет є ступінь досконалості конструкції.**

Швидкість простої ракети має свою межу, обумовлену відносними вагами бойової частини, обладнання, конструкції корпусу та силової установки, які обмежують можливий відносний запас палива. Але ці частки початкової ваги ракети необов'язково вважати постійними в усі моменти

розгону та польоту ракети; частину початкової ваги ракети можна зменшувати в міру вигорання палива, викидаючи ємності, що звільнилися, двигуни, обладнання та їх несучу конструкцію і тим самим не витратити на розгін цих непотрібних вже ракеті мас палива.

Використання принципу багатоступінчастості дає дуже багато та робить його дуже сильним, а іноді навіть і єдиним чинником поліпшення ракет. Треба помітити, що цей принцип багатоступінчастості використовувався майже всіма видами зброї: лука-стріла, рушниця-куля, танк-снаряд, корабель-снаряд, літак-бомба.

**У результаті при подальшому розвитку ракет паралельно з одноступінчастими ракетами типу V-2 з'явилися й двоступінчасті. Перші зайняли діапазон дальності від 0 до 3000 км, другі – від 2500 до 8000 км.**

Двигуни всіх цих ракет працюють, як уже говорилося, на принципі імпульсного використання енергії, тому самі ракети, набравши на короткій початковій ділянці швидкість, рухаються далі під впливом сил притягання по балістичних або космічних траєкторіях. У зв'язку з цим виникли труднощі керування ними на активній ділянці, де мають забезпечуватися прийнятні для практики точності влучання. Труднощі ці були переборені тільки після розроблення приладів, які вимірюють в остаточному підсумку з високим ступенем точності одержувані наприкінці активної ділянки величину та напрямок швидкості ракети і автоматично виводять ракету на потрібний кут траєкторії і потрібну швидкість.

**Таким був розвиток ракет для ураження наземних цілей із землі, тобто ракет класу «Земля-Земля».**

Одночасно та навіть трохи швидше розвивалися класи малих ракет, призначених для боротьби з авіацією в повітрі (клас авіаційних снарядів «Повітря-Повітря») (рис. 5.23), для боротьби з авіацією із землі (клас зенітних керованих ракет – «Земля-Повітря») і, нарешті, для боротьби з повітря по наземних цілях (клас авіаційних керованих бомб і ракет «Повітря-Земля») (рис. 5.24).

У результаті до 1959 р. виявилися або відпрацьованими, або в процесі випробування деякі одноразові безпілотні засоби. Можна вказати на такі особливості цих ракет:

1. Ракетам «П», «П-3» і «З» для досягнення достатньої точності влучання при не дуже великому радіусі дії треба було не тільки керування, але й досягнення значної керуючої сили. Перше призвело до того, що на ракетах цих класів є або апаратура самонаведення, або телекерування, або й те й інше разом. Друге привело до того, що майже всі вони використовують аеродинамічний принцип створення керуючої сили та мають поверхні, які створюють сили, нормальні до траєкторії руху. Це трапилося, головним чином, тому, що ці ракети, у більшості порохові, для одержання швидкості використали наявну в них енергію імпульсивно.



Рис. 5.23. Ракета класу «Повітря-Повітря» «Фалкон»



Рис. 5.24. Ракета класу «Повітря-Земля» «Комета»

Таким чином, при подальшому русі вони мали тільки запас кінетичної енергії, трансформувати який у керуючу силу вони могли, користуючись тільки аеродинамічними поверхнями.

2. Бажання спростити систему наведення та поліпшення точності наведення створенням керуючої сили в будь-якому напрямку, нормальному до напрямку польоту, привело до того, що поверхні, які створюють силу, що управляє траєкторією ракети, стали робити хрестоподібними.

3. Для тактичних і більшості стратегічних ракет «З-З» використовують одноступеневі схеми, а для далеких і більшості ракет «З-П» – двоступінчасті схеми.

4. Для космічних апаратів застосовують триступінчасті схеми (ракета «Авангард» США).

5. Для апаратів «П-З» і для деяких далеких апаратів «З-З» використовують крилаті схеми з прискорювачами.

Бажання збільшити бойову ефективність приводило для ракет класу «Повітря-Повітря» до прагнення всіляко поліпшити ймовірність ураження противника в повітрі з дистанцій, безпечних для носія; для ракет класу «Земля-Повітря» – до прагнення збільшити ймовірність збиття противника, скорострільність, висоту та дальність дії; для ракет класу «Повітря-Земля» – збільшити ймовірність ураження противника на землі або воді з відстані, безпечної для носія; для ракет класу «Земля-Земля» – збільшити точність влучання, скорострільність і невразливість на землі.

Як бачимо, **питання ефективності для ракет виявилися тими ж, що й для літаків.**

**Одноразовість застосування зумовила збільшення значущості для ракет поліпшення виробництва, тому що потребувала більшої кількості їх порівняно з літаками. У результаті при побудові ракет знайшли широке поширення такі методи виробництва, як штампування і зварювання, а з матеріалів – алюміній і сталь, тобто найдешевші матеріали та методи виробництва.** Оскільки для одноразових апаратів питання ваги, точності та надійності мали ще більшу гостроту, чим для літаків, природно, що авіаційні принципи проектування, конструювання та виробництва лягли в основу створення і цього нового класу літальних апаратів, тим більше, що за своєю конструкцією вони були дуже близькі до літака.

Це підтверджується хоча б і тим, що майже всі ракети почали будувати літакобудівні фірми. На нові літальні апарати один час і дивилися так само, як на літаки, і пред'являли до них ті ж вимоги. Однак далеко не все, що було вироблено для літака, виявилось прийнятним для безпілотних одноразових літальних апаратів.

Авіаційним працівникам, що створювали їх, довелося вперше зіткнутися з незвичною для них одноразовістю застосування, з необхідністю спиратися (через відсутність людини) тільки на автоматику,

розташовану як у самому апараті, так і на землі, необхідністю обходитися тільки однією системою керування апаратом, необхідністю тривалого зберігання таких апаратів, необхідністю по-новому вирішувати питання скорострільності, а також з неможливістю використати в повітрі вогневий захист.

Правда, остання обставина певною мірою була скомпенсована тим, що ці апарати, які мали вдвічі меншу дальність порівняно з літаками (поле тільки до цілі), могли мати більшу вагову віддачу а, отже, кращі літні дані та більшу невразливість. Поліпшенню вагової віддачі та льотних даних цих апаратів сприяло також і те, що на них були відсутні оборонна зброя, злітно-посадкові пристрої та багато видів обладнання. Разом із тим одиничність системи керування одноразовим літальним апаратом порушила питання живучості цієї системи, перешкодозахищеності та надійності її.

Літак як багаторазова машина експлуатувався так само, як автомобіль: на ньому літали, його оглядали, заправляли, потім на ньому знову літали, і так у мирний час – протягом декількох років, а у воєнний час – протягом усього строку бойового життя літака. Для транспортних і цивільних літаків обстановка не змінилася, і тому вимоги до ресурсу – «чим більше, тим краще» – залишилися колишніми. Для бойових же машин, особливо одноразових, ця вимога істотно видозмінилася. У воєнний час вона стає небажаною, тому що веде до зниження бойової ефективності. Відбувається це тому, що **тривалий ресурс купується ціною зниження напруженості машин і, отже, ціною зниження їх льотно-тактичних і економічних якостей, що призводить до зниження бойової ефективності. У той же час тривалість бойового життя літаків, і особливо одноразових апаратів, великого ресурсу не потребує.**

Сильно видозмінилося для літака питання безвідмовності, тобто питання надійності роботи агрегатів. Швидкоплинність сучасних боїв і швидкість зміни обстановки сильно збільшилися. Разом з ускладненням і збільшенням кількості обладнання зросла ймовірність відмови та ускладнилися наземне обладнання та обслуговування. Отже, і **в питанні безвідмовності (надійності) вимоги до літальних апаратів, особливо одноразових, значно зросли.** Те ж саме відбулося з наземним обслуговуванням і з підготовкою до вильоту. **Ускладнення та збільшення обладнання літаків призвели до того, що організація робіт і самі роботи по підготовці до польоту стали більше складними.**

У результаті це привело до впровадження в експлуатацію не тільки практики заводського збирання й випробувань, але й їхніх теоретичних основ і методів аналізу: організації праці, математичної статистики, теорії масового обслуговування та ін. У літаків, як і колись, ремонт зберіг свій повний зміст у мирний час, а у воєнний час його зміст обмежується можливостями польового відбудовного ремонту.



Отже, для одноразових апаратів питання ресурсу змінилося з «великий час – можливість відмов» у «малий час – безвідмовність». Малий час бойової роботи дозволяв виготовляти апарат більше напруженим за міцністю і, тим самим, поліпшувати його льотні дані, а отже, бойову ефективність. Безвідмовність вносила нове в принципи конструювання: відсувала на другий план вагову досконалість і висувала на перший план надійність, що, у свою чергу, потребувало більш строгих методів заводських випробувань, простоти конструкції, стандартизації, розроблення методів розрахунку і аналізу надійності цілого залежно від надійності елементів і схеми, методів простого та надійного контролю й контрольної апаратури.

Питання ремонту, видозмінившись, перетворилось у питання консервації, розконсервації та складського контролю. Це змусило ремонтників звертати свою увагу не на методи відновлення, а на методи консервації, на методи недопущення при зберіганні змін, що приводять до необхідності виробництва контрольної-відновлювальних робіт. Питання відновлення мають вирішуватися ремонтниками тільки в силу необхідності при неможливості уникнути їх. Процес розконсервації в бойовій обстановці потребує дуже великої швидкості, тому що витрата апаратів, а отже, і їх вибуття зі складу буде дуже інтенсивним. Отже, основне завдання технології та методу розконсервації – одержання малого часу.

**Наземна підготовка в бойовій частині зазнає не менших змін.** Процес перевірки працездатності всіх агрегатів апарата став аналогічним процесам, які проходять у випробувальних цехах заводів. Однак бойова обстановка внесла в ці процеси свою специфіку. Вона потребувала дуже великого скорочення часу підготовки без зменшення надійності дії, тобто перенесла центр ваги з технології підготовки на час і надійність на противагу економічності при виробництві апаратів на заводі.

**Тому більш важливими стали такі питання, як скорочення циклу, розширення фронту робіт, зручності провадження робіт, оснащення виробництва пристосуваннями та приладами, потоковість, зручність експлуатації, швидкість і простота перебазування.**

Стало ясно, що без закладки ще в процесі ескізного проектування не тільки в сам апарат, але й в усе наземне обладнання принципів, які дозволяють задовольнити не тільки льотно-тактичним вимогам, але й вимогам надійності, зберігання, підготовки до пострілу, скорострільності, мобільності й економічності, створити гарний одноразовий літальний апарат неможливо.

### *Контрольні запитання*

1. Розвиток реактивної авіації в період 1945–1961 рр.
2. Розвиток одноразових крилатих і балістичних літальних апаратів.

## 6. РОЗВИТОК АВІАЦІЇ В ПЕРІОД 1961–1992 РР.

Як відомо, для першого покоління реактивних літаків-випищувачів характерно було застосування реактивного двигуна замість поршневого при збереженні аеродинамічних форм і озброєння літаків-випищувачів із гвинтомоторною групою. До цього покоління належать німецькі Messerschmitt Me.262, Messerschmitt Me.163, Heinkel He-162; радянські МіГ-9, МіГ-15, МіГ-17, Як-25, Як-17, Су-10; американські F-3 Demon, F-86, F-100; британський Gloster Meteor Ouragan Mystere (рис. 6.1–6.4). До складу силової установки цих літаків-випищувачів входили нерегульовані дозвукові повітрязобірники, турбореактивні двигуни з реактивними нерегульованими соплами.



Рис. 6.1. Літак-випищувач МіГ-15



Рис. 6.2. Літак-випищувач МіГ-17



Рис. 6.3. Літак-випишувач Як-25



Рис. 6.4. Багатоцільовий літак F-100 SuperSabre

Для другого покоління реактивних літаків-випишувачів були характерні такі ознаки: надзвукова швидкість (число  $M \approx 2$ ); наявність бортових радіолокаційних станцій, керовані або самонавідні ракети як основна зброя, нові форми крила. До цього покоління належать: радянські МіГ-19, МіГ-21, Як-28, Су-15; американські F-102, F-104; французький Mirage III; шведський Saab 35 Draken (рис. 6.7–6.8). До складу силової установки літаків-випишувачів другого покоління входили регульовані (східчасто-регульовані) надзвукові повітрязабірники, турбореактивні двигуни з форсажними камерами, регульованими ежекторними соплами.



Рис. 6.5. Літак-випищувач МіГ-19



Рис. 6.6. Літак-випищувач МіГ-21





Рис. 6.7. Літак-випищувач Dassault Mirage III



Рис. 6.8. Літак-випищувач Lockheed F-104 «Starfighter»

Для третього покоління реактивних літаків-випищувачів характерні такі ознаки: збільшення надзвукової швидкості (число  $M > 2$ ), наявність бортових радіолокаційних станцій підвищеної дальності дії, керовані або самонавідні ракети великої та середньої дальності як основна зброя, у деяких випадках – змінювана геометрія крила, вертикальний зліт і посадка. До третього покоління відносяться: радянські МіГ-23; американські F-111, F-4 Phantom II; французький Mirage F-1; шведський Saab 37 Viggen (рис. 6.9–6.12).



Рис. 6.9. Літак-випищувач МіГ-23 (крило на мінімальній стрілоподібності)



Рис. 6.10. Літак-випищувач МіГ-23 (крило на максимальній стрілоподібності)





Рис. 6.11. Літак-випищувач F-4 Phantom II



Рис. 6.12. Літак-випищувач Mirage F-1

До складу силової установки літаків-випищувачів третього покоління входили регульовані надзвукові повітрязабірники, одно- та двохвальні турбореактивні двигуни з форсажними камерами, з розвинутою механізацією компресорів, регульованими ежекторними соплами. Слід зазначити також, що чітка границя між другим і третім поколіннями відсутня, оскільки зміна поколінь відбулася менш революційним шляхом – удосконалюванням аеродинаміки крила й фюзеляжу в сполученні зі збільшенням тяги двигунів.

Як видно, у період 1945–1961 рр. до існуючих видів літальних апаратів додалося багато нових. Це видно, хоча б, із діаграми

трансформації та виникнення типів літальних апаратів (рис. 6.13). Настала можливість вирішувати колишні тактичні й стратегічні завдання декількома видами зброї. Природно, виникло завдання визначити ефективність всіх засобів, які матимуть збройні сили, для того, щоб використати їх найбільш раціонально.

Це питання вирішувалося зіставленням властивостей цілі й різних видів зброї, ступенем відповідності перших другим і ступенем легкості й повноти виконання бойового завдання. В основному розглядали такі властивості цілей: розміри (точкові, площинні), міцність (легковразливі, важковразливі), далькість (близькі, середні та сильно віддалені), захищеність (із землі, з повітря), можливість виявлення (оптична, радіо, теплова), можливість маскуванню (оптична, радіо, теплова), рухливість і, нарешті, легкість визначення координат цілей.

Відповідно до цих властивостей треба було розглядати можливості виконання бойового завдання щодо ураження цих цілей різними видами зброї, що має специфічні для кожного виду властивості.

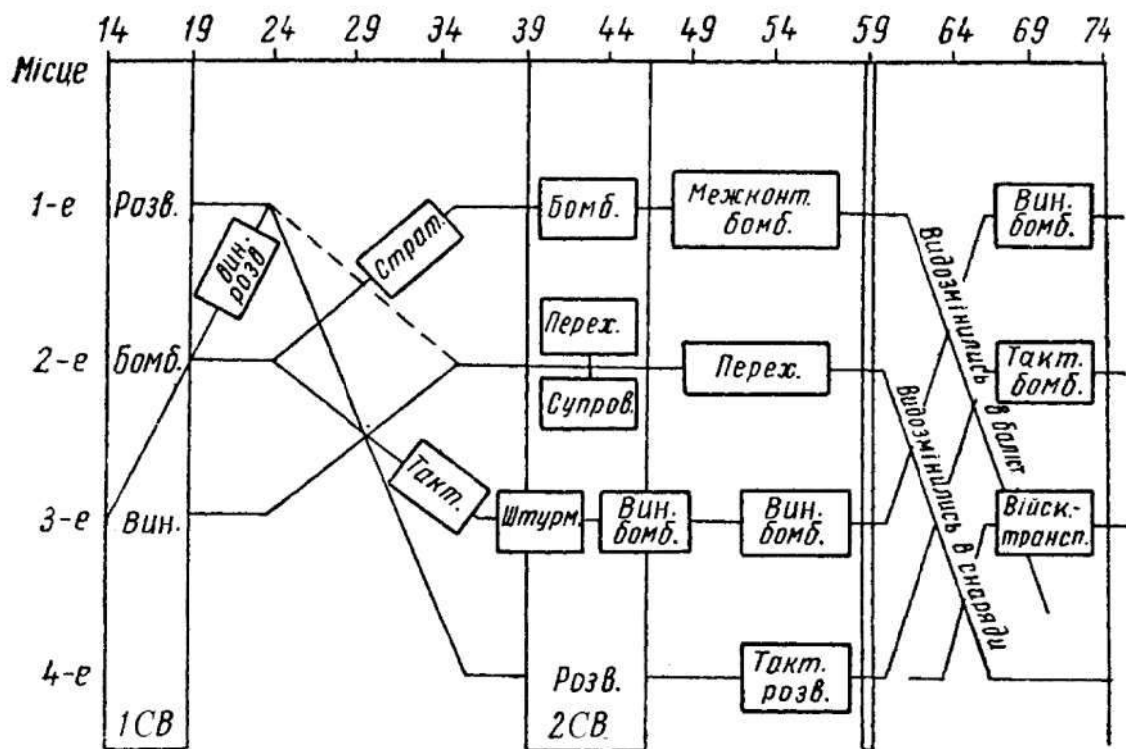


Рис. 6.13. Зміни призначення в системі ВПС різних типів літальних апаратів за 60 років з 1914 по 1974 рр.

До числа цих властивостей належать: можливість виявлення (висота, швидкість, метеобстановка), точність влучення (більша, середня, мала), вид вражаючої зброї (ударна, фугасна, теплова, радіаційна, точкова, площа), невразливість у повітрі (під час польоту до цілі, при ураженні

цілі), невразливість на землі (під час підготовки до пострілу або вильоту), вразливість наземних засобів обслуговування та постачання (технічні позиції, радіо-, авто- і телеобладнання, шляхи та засоби підвозу), залежність від засобів розвідки та транспорту.

Таке зіставлення властивостей цілей і зброї досить різко розмежувало області, в яких застосування одних засобів більш вигідно, ніж інших. Так, по численних малорозмірних фронтових цілях, найчастіше рухливих, що потребують для їх виявлення візуального спостереження і (внаслідок рухливості їх), негайного ураження засобами, які характеризуються великою точністю влучення, ракети з їх більшим розкидом і необхідністю знати координати цілей були малопридатними. Для цих цілей найкращою зброєю були низьколетючий винищувач-бомбардувальник (рис. 6.14–6.20), який більш ефективно вражає цілі, або з малою площею, або лінійні (заводи, дороги, мости й т.п. ), які потребують підвищеної точності влучання. Але у випадку, коли цілі стають площевими (укріплений район, зосередження військ та ін.), краще вражати їх ракетами з ядерною бойовою частиною.



Рис. 6.14. Винищувач-бомбардувальник Су-7Б



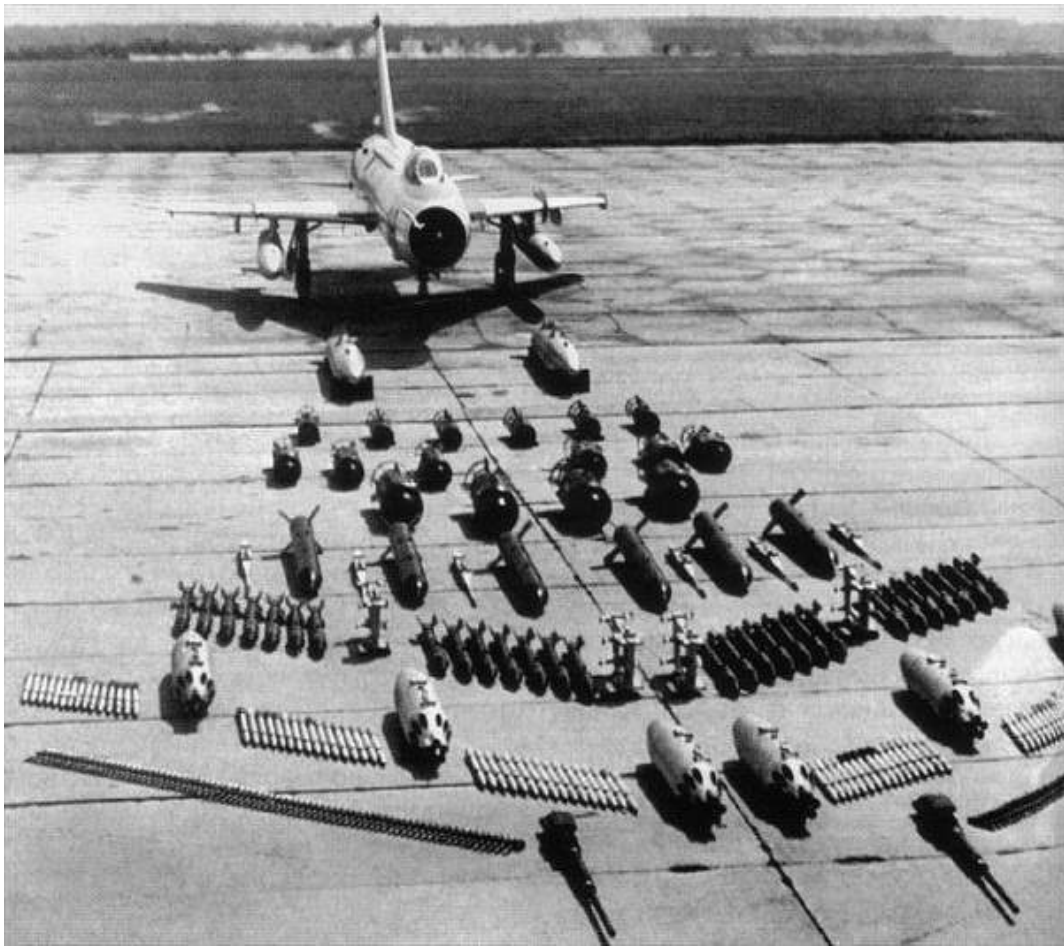


Рис. 6.15. Винищувач-бомбардувальник Су-7Б



Рис. 6.16. Винищувач-бомбардувальник Су-17



Рис. 6.17. Винищувач-бомбардувальник МіГ-27



Рис. 6.18. Винищувач-бомбардувальник F-111





Рис. 6.19. Фронтний бомбардувальник Су-24М



Рис. 6.20. Стратегічний бомбардувальник В-52

Такими ж ракетами краще вражати тиліві об'єкти як промислові, так і адміністративні. Необхідність озброювати ці ракети ядерною бойовою частиною впливала з того, що тільки вона давала радіус ураження, порівнянний з імовірними відхиленнями ракети. Однак ця обставина не виключала можливість використання літака по більших площевих цілях при відповідній бойовій обстановці.



Розвідка, яка сильно підвищила своє значення у зв'язку з появою одноразових безпілотних засобів і засобів автоматичного наведення на ціль, для чого необхідно визначити точні координати цілей і ступеня їх ураження, виконувалося теж літаками (рис. 6.21–6.23), при цьому приділялася значна увага й супутникам-шпигунам.



Рис. 6.21. Стратегічний розвідник SR-71



Рис. 6.22. Стратегічний розвідник SR-71



Рис. 6.23. Стратегічний розвідник U-2

Постачання всіх видів збройних сил по повітряю через велику вразливість наземного транспорту, необхідності розосередження, швидкості маневру прагнули забезпечити значною мірою літаками й вертольотами (рис. 6.24–6.27).



Рис. 6.24. Завантаження стратегічного військово-транспортного літака C-5A





Рис. 6.25. Стратегічний військово-транспортний літак С-5А



Рис. 6.26. Стратегічний військово-транспортний літак Ан-22



Рис. 6.27. Легкий військово-транспортний літак Ан-26

Засоби захисту рубежів від нападу з повітря в цей період перемкнули значною мірою на зенітні керовані ракети (рис.6.28–6.30) та автоматичну зенітну артилерію, залишаючи винищувачам-перехоплювачам (рис. 6.31) завдання охорони далеких підступів і об'єктів, не захищених ЗКР і ЗА, а також захисту місць прориву оборони ЗКР і ЗА під час операцій.



Рис. 6.28. Пуск ЗКР ЗРК С-200





Рис. 6.29. ЗРК С-75



Рис. 6.30. Пуск ЗРК ЗРК Patriot

Таким чином, літаки використовували як засіб, який можна завдяки маневру та дальності вчасно зосередити або на маршруті противника, або на прорваній ним ділянці оборони.



Рис. 6.31. Перехоплювач МіГ-25

У той період був зроблений висновок, що безпілотність необхідна та вигідна у випадках: коли людина не може здійснити досить точно й швидко дії, необхідні при виконанні бойового завдання; коли однозначність виконання бойового завдання дуже стабільна; коли якість виконання завдання автоматом вище, ніж людиною; коли можна відмовитися від присутності людини на борті апарата, залишивши за нею можливість спостерігати обстановку й ухвалювати рішення.





Рис. 6. 32. Безпілотний літальний апарат Ту-143 «Рейс»



Рис. 6.33. Безпілотний літальний апарат Ту-141 «Стриж»



Рис. 6.34. Дрон Lockheed D-21 (дочка SR-71)

Якщо ж час ухвалення рішень дозволяє задовольнятися швидкістю реакції людини, якщо під час виконання бойового завдання доводиться ухвалити рішення згідно зі швидко мінливою обстановкою, а якість виконання бойового завдання людиною вище якості виконання цього

завдання автоматом, – у цих випадках людина має перебувати на літальному апараті. Треба відмітити, що **всі сучасні пілотовані літальні апарати є апаратами, середніми між безпілотними й пілотованими, тому що багато функцій, які може з успіхом і навіть краще, ніж пілот, виконати автомат, уже передані останньому.** Особливо це відноситься до перехоплення та навігації. Тим самим льотчик значною мірою розвантажений від багатьох обов'язків і може концентрувати свою увагу на операціях, поки недоступних автоматом та таких, що потребують роботи людської думки.

Розглядаючи технічні можливості збільшення швидкості й висоти й балістичних, аеродинамічних, космічних польотів і області, у яких кожний із цих польотів буде мати місце, були зроблені такі висновки: **можливості використання аеродинамічної сили для підтримки апарата невеликі; вони обмежені, з одного боку, кінетичним нагріванням, з іншого боку, зменшенням здатності крила розвивати піднімальну силу; саме збільшення швидкості руху приводить до необхідності збільшення висоти й досягнення швидкостей орбітальних і космічних значень.**

#### *Контрольні запитання*

1. Покоління реактивних літаків-випилювачів.
2. Трансформація та виникнення типів літальних апаратів у період 1945–1961 рр.

## **7. ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ АВІАЦІЇ**

### **7.1. Сучасний стан авіаційної техніки ПС ЗСУ, тенденції її розвитку**

Укомплектованість авіаційною технікою у Повітряних Силах Збройних Сил України становить близько 90%. Основою бойового складу авіації Збройних Сил України є бойові літальні апарати, які були виготовлені переважно в кінці 80-х – на початку 90-х років. Визначальним чинником, що характеризує стан авіації ЗС України, є невідповідність бойових можливостей літальних апаратів вимогам сучасних війн (збройних конфліктів).

В основному це пояснюється відносно низьким рівнем характеристик бортового обладнання та невідповідністю їх сучасним оперативно-стратегічним (тактичним) вимогам. Унаслідок цього наявні бойові ЛА за узагальненими критеріями бойової ефективності застосування поступаються модернізованим або сучасним зразкам літаків майже в 1,5 – 2 рази.

На період до 2025 року реальним напрямом оновлення парку ЛА та, відповідно, підвищення бойової ефективності та боєздатності авіації ЗС України є модернізація наявних зразків АТ, яка дозволяє при мінімально можливих витратах забезпечити розширення бойових можливостей існуючих бойових авіаційних комплексів до рівня сучасних вимог.

Основними напрямками модернізації бойових літаків Повітряних Сил ЗС України є:

- збільшення дальності виявлення повітряних і наземних цілей та забезпечення високої ймовірності ураження цілі;
- розширення номенклатури АЗУ, які застосовують для підвищення глибини і якості об'єктивного контролю бортових систем і оцінки дій екіпажу літака для забезпечення безпеки польотів;
- забезпечення відповідності засобів навігації, посадки, зв'язку міжнародним вимогам.

Реалізація зазначених напрямів дозволяє підвищити коефіцієнт бойового потенціалу наведених вище типів літаків відносно їх базових зразків, який може бути збільшений у середньому на 1,2, в деяких випадках – у 2 рази.

### **7.2. Перспективи розвитку авіації**

Як відомо, формування літакового та вертолітного парку військово-повітряних сил в окремих державах відбувається за різними схемами. Тільки дві держави – США та Росія – на озброєнні мають свою вітчизняну техніку, інші використовують можливість одержувати імпортне озброєння:

- закупівля всіх типів літаків;

- закупівля літаків, типи яких у країні не виробляють;
- виготовлення літаків у своїй країні за ліцензіями;
- спільне виробництво декількома державами окремих типів літаків.

Деякі малі держави взагалі не мають своїх військово-повітряних сил. У випадку війни передбачається, що завдання, виконання яких покладається на авіацію, будуть вирішуватися військово-повітряними силами союзників. Продаж зброї іноземним державам має не тільки економічне, але й політичне значення. Провідні країни світу є постачальниками бойової техніки, зокрема літаків.

Сучасний бойовий літак являє собою технічну систему, яка складається з безлічі різнорідних підсистем, розроблення яких потребує величезних витрат інтелектуальних, матеріальних і тимчасових ресурсів. Слід зазначити, що витрати більших ресурсів не гарантують задоволення перспективних тактико-технічних вимог.

Для створення ЛА нового покоління необхідно вирішення складних комплексних науково-технічних і економічних завдань, пошук раціональних компромісів. Тому з огляду на економічне становище України розвиток військової авіації обмежується модернізацією існуючої бойової авіаційної техніки та наданням їй деяких властивостей техніки наступного покоління.

Поняття «покоління» бойової авіаційної техніки відбиває переломні зміни в застосуванні та ефективності використання систем озброєнь, пов'язані з науково-технічним розвитком, виникненням і розвитком нових технологій, появою принципово нових можливостей. Характерним наслідком переходу до нового покоління літаків-випилювачів є корінна зміна тактики бойового застосування, зумовлена науково-технічним розвитком підсистем ЛА і, зокрема, виникненням і розвитком нових технологій у літакобудуванні, двигунобудуванні та авіоніці. Так, появі літака-випилювача п'ятого покоління передувало створення турбореактивних двоконтурних двигунів із форсажною камерою згорання з малим ступенем двоконтурності та питомою масою менше 10 %, інтеграцією сопла з вектором тяги, що відхиляється, в контур управління літака, досягнення раціонального компромісу між газодинамічною досконалістю та малою радіолокаційною помітністю нерегульованого повітрязабірника.

До моменту виникнення 4-го покоління реактивних літаків-випилювачів у СРСР і США перейшли на двоскладну конфігурацію випилювальної авіації Військово-Повітряних Сил з розподілом випилювачів на легкі й важкі. Відмітними рисами четвертого покоління вважаються поліпшені маневрені характеристики (нестійка аеродинамічна схема), двоконтурні турбореактивні (турбовентиляторні) двигуни зі зниженою витратою палива. До цього покоління відносяться: радянські Су-27, МіГ-29, МіГ-31; американські F-16A, F-15A; французький Mirage 2000; шведський JAS 39 Gripen. До покоління 4+ деякі дослідники

відносять такі літаки і МіГ-29СМТ, F-15С, F-16С Block 50, F/A-18Е, Су-30, до покоління 4++ прийнято відносити літаки Су-35, Рафаль, іноді до цього покоління відносять літак F-35 (рис. 7.1 – 7.9). Слід зазначити, що саме підрозділення на покоління 4, 4+ і 4++ є досить умовним і потребує уточнення класифікаційних ознак поколінь літаків-випищувачів.



Рис. 7.1. Літак-випищувач Су-27



Рис. 7.2. Літак-випищувач МіГ-29





Рис. 7.3. Літак-випишувач МіГ-31



Рис. 7.4. Літак-випишувач F-16



Рис. 7.5. Літак-випищувач F-15



Рис. 7.6. Літак-випищувач Mirage 2000



Рис. 7.7. Літак-випищувач JAS 39 Gripen



Рис. 7.8. Літак-випищувач Рафаль





Рис. 7.9. Літак-випищувач F-35

**Для нового – п'ятого покоління реактивних літаків-випищувачів належить єдиний серійний літак-випищувач F-22A (рис. 7.10).**



Рис. 7.10. Літак-випищувач F-22

Цей літак відрізняється від винищувачів попереднього покоління здатністю до надзвукового крейсерського польоту на безфорсажному режимі, малою радіолокаційною й тепловою помітністю, надманевреністю. Крім того, відзначається значне скорочення вартості льотної години, кількості обслуговуючого технічного складу, обсягу та ваги нестандартного обладнання, яке потрібно для обслуговування літака, нова структура інформаційно-керуючого поля кабіни, високий ступінь інтеграції всіх підсистем літака.

Однак за своєю аеродинамічною досконалістю та паливною економічністю двигунів літак-винищувач 5-го покоління може уступати літаку-винищувачу попередніх поколінь, що пояснюється виконанням для винищувача 5-го покоління концептуальних вимог малої радіолокаційної, інфрачервоної помітності та надзвукової крейсерської швидкості на безфорсажному режимі роботи двигунів.

Ключовим елементом, який забезпечує створення винищувача п'ятого покоління з наведеними вище характеристиками, є двигун силової установки, який за питомими параметрами і технологічними рівнем буде дуже близький до американських ТРДДФ типу F119 або F135. Причому такий двигун має бути не двигуном минулого покоління, який вичерпав свій потенціал модернізації, а зовсім новий двигун, здатний забезпечити подальший розвиток винищувача п'ятого покоління на кілька десятиліть уперед. Наявність ефективної силової установки забезпечує досягнення високих льотно-технічних характеристик бойового ЛА.

З огляду на той факт, що бойовий літак є відносно малоресурсним виробом, тому що створюється для вирішення конкретних бойових завдань у воєнний час з високим рівнем виживання при веденні бойових дій, то існує протиріччя, властиве тільки військовій техніці: бойова авіаційна техніка повинна мати достатній призначений ресурс, щоб знизити частоту відновлення парку через його вироблення в процесі бойової підготовки в мирний час і, у той самий час немає ніякого сенсу мати великий призначений ресурс, який у воєнний час практично весь не витрачається через значне перевищення рівня виживання, а в мирний час не витрачається через моральне старіння техніки.

Вартість ЛА, яка відбивається на витраті його ресурсу, витрачається льотно-піднімальним і інженерно-технічним складом бойових підрозділів для збільшення рівня своєї кваліфікації й бойової підготовки. Отже, та частина ресурсу авіаційної техніки, яка не витрачена на повноцінну льотну підготовку (ЛА не літав через різні причини), має розглядатися як прямий економічний збиток державі. Навіть при припущенні, що експлуатація бойової авіаційної техніки безаварійна та здійснюється без використання авіаційних засобів ураження для тренування льотного складу, то можна переконатися, що **вартість льотної години з урахуванням поколінь росте дуже інтенсивно**. Цьому сприяє закономірність етапів розвитку бойової авіації сучасної авіаційної держави. Тому **для обґрунтування**



**нового покоління бойового літака потрібним є знання кількісних і якісних характеристик для прогнозування всіх видів витрат.**

У цей час безпілотні авіаційні системи як клас озброєння й військової техніки переживають бурхливий прогрес, зумовлений трьома основними чинниками:

–загальним науково-технологічним прогресом і розвитком комп'ютерних технологій;

–значним ростом витрат на життєвий цикл пілотованої авіаційної техніки в мирний і воєнний час;

–обмеженнями, які накладає присутність людини на борту ЛА.

Зокрема, успіхи в розвитку комп'ютерних технологій, мініатюризації обладнання, створенні нових конструкційних матеріалів і економічних двигунів дозволили:

–використати в бортових системах керування польотом БПЛА навігаційні системи з корекцією від приймачів супутникової системи навігації, що значно підвищило точність літаководіння;

–створити системи посадки, які дозволяють забезпечити високу точність і м'якість приземлення БПЛА, що істотно збільшує їх льотний ресурс і дозволяє використати БПЛА з вертикальною посадкою на невеликих кораблях, які мають хоча б вертолітну площадку;

–реалізувати на деяких БПЛА режим дистанційного пілотування в близькому до реального масштабу часі;

–створити інтегровані комплекси бортового розвідувального обладнання, які дозволяють одночасно вести розвідку в оптичному, інфрачервоному та радіодіапазонах, що разом із високою вірогідністю одержуваної розвідувальної інформації забезпечує всепогодність і цілодобовість застосування розвідувальних БПЛА;

–використати для передачі розвідувальної інформації системи супутникового зв'язку, що дозволяє зняти обмеження за дальністю передачі інформації;

–у близькому до реального масштабі часу транслювати видову й телеметричну інформацію з борта безпілотного апарата не тільки на наземні станції керування БПЛА, але й на такі системи збирання інформації й видачі цілевказівок;

–за допомогою елементів технології «stealth», композиційних матеріалів і сучасної елементної бази розробляти БПЛА, менших, ніж раніше, помітності й маси;

–підвищити паливну ефективність знову створюваних БПЛА за рахунок використання економічних двигунів, у тому числі роторно-поршневих двигунів (так званих двигунів Ванкеля);

–створити розвідувально-ударні модифікації розвідувальних і приступити до розроблення спеціалізованих ударних БПЛА.

Для БПЛА оперативного і оперативно-тактичного рівня типу Global Hawk і Predator характерним є високий рівень універсалізації комплексу бортового обладнання, який дозволяє вести розвідку з використанням оптико-електронних, інфрачервоних і радіолокаційних засобів, а також засобів ведення радіотехнічної розвідки одночасно, що дозволяє комплексувати одержувану інформацію та забезпечувати тим найвищу вірогідність розвідувальних даних. БПЛА оперативного й оперативно-тактичного рівня оснащуються обладнанням, що дозволяє передавати в близькому до реального масштабі часі розвідувальну інформацію не тільки на наземну частину системи, але й на термінали систем збирання, відображення та розподіли тактичної інформації та видавати цілевказівку вогневим засобам. Спостерігається тенденція оснащення подібним обладнанням новітніх тактичних БПЛА.

Підвищення універсалізації БПЛА тактичного рівня відбувається за рахунок комплектування їх набором варіантів корисного навантаження, конструктивно оформлених у вигляді швидкозмінних модулів з уніфікованими пристроями сполучення та програмним забезпеченням.

**Росте оснащеність тактичних БПЛА.** Створено й продовжують розроблятися малогабаритні РЛС із синтезованою апертурою, що дозволяє застосовувати їх не тільки на БПЛА великої тривалості польоту типу «Global Hawk» і «Predator», але й на тактичних БПЛА «Sperwer», «Searcher II», тобто на БПЛА, здатних нести 45–50 кг корисного навантаження.



Рис. 7.11. БПЛА «Global Hawk» на етапі посадки



Рис. 7.12. БПЛА «Global Hawk»



Рис. 7.13. БПЛА «Predator»



Рис. 7.14. БПЛА «Sperwer»

Ще одним напрямком підвищення оснащення тактичних БПЛА є відхід від використання на альтернативній основі камер або оптичного, або ІЧ-діапазону залежно від польотного завдання та часу доби. Створено компактні інтегровані ОЕ/ІЧ-камери, які дозволяють комплексувати одержувану в оптичному та ІЧ-діапазонах інформацію і які забезпечують більш високу якість й інформативність зображення порівняно із зображенням від ОЕ/ІЧ-камер, взятих окремо .

Підвищення якості зображення земної поверхні здійснюють за рахунок широкого охоплення та високого темпу огляду. Для підвищення дальності ведення видової розвідки та точності визначення місця розташування цілей у новітніх БПЛА забезпечується більш високий рівень стабілізації корисного навантаження.

Дальність ведення розвідки при використанні камер оптичного діапазону передбачається підвищити шляхом переходу з аналогових камер на цифрові. Використання цифрових камер дозволить підвищити ймовірність виявлення/ідентифікації відомих типів цілей і дасть можливість застосовувати на БПЛА автоматизовану систему виявлення й ідентифікації цілей, подібну тієї, що встановлено на розвідувально-ударному вертольоті Comanche. Застосування такої системи на тактичних БПЛА в цілому вигляді (коли все оброблення інформації виконують на борту ЛА) на сучасному етапі навряд чи доцільне за масогабаритними і вартісними міркуваннями, однак оброблення одержуваної БПЛА інформації може здійснюватися на землі або на борту ударного вертольота.



**Відбувається подальше зниження рівня використання БПЛА. Якщо в цей час нижчим рівнем використання БПЛА є батальйонний, то у майбутньому варто очікувати появи компактних БПЛА взводного та індивідуального рівня.**

Для нових БПЛА корабельного базування характерне застосування вертолітної схеми, високоточної лазерної системи автоматичної посадки та двигунів, які працюють на важких фракціях нафтопереробки. Це дозволяє з мінімальним ризиком експлуатувати БПЛА з будь-яких кораблів, обладнаних вертольотною площадкою.

**Відбувається розширення кола завдань, вирішуваних БПЛА. Найбільш яскраво це виявляється в створенні на базі розвідувальних безпілотних комплексів їх розвідувально-ударних модифікацій.** Очікується надходження на озброєння (у першу чергу ВПС і ВМС США) спеціалізованих ударних БПЛА, призначених для злому потужних систем ПВО та здатних діяти як автономно, так і в одному бойовому порядку з пілотованими літальними апаратами.



Рис. 7.15. БПЛА «Northrop Grumman X-47B»

Наступним етапом розвитку ударних БПЛА стане поява БПЛА-перехоплювачів.

У цей час в 13 країнах 60 фірмам виробляють і розробляють 150 безпілотних літальних апаратів, і Україна є однією з цих країн.





Рис. 7.16. БПЛА українського виробництва «Стрепет».

*Контрольні запитання*

1. Сучасний стан авіаційної техніки ПС ЗСУ.
2. Основні чинники розвитку безпілотних авіаційних систем як класу озброєння та військової техніки.
3. Поняття «покоління» бойової авіаційної техніки.

## Бібліографічний список

1. Болховитинов, В. Ф. Пути развития летательных аппаратов [Текст] / В. Ф. Болховитинов. – М.: Оборонгиз, 1962. – 132 с.
2. Статистические данные зарубежных самолетов. (По данным иностранной печати) // Обзор. ЦАГИ им. Жуковского. – 1981. – № 601. – 240 с.
3. Проектирование самолетов [Текст] / С. М. Егера, В. Ф. Мишин, Н. К. Лисейцев [и др.] ; под ред. С. М. Егера. – М. : Машиностроение, 1983. – 616 с.
4. Gunston, Bill. Jane's All the World's Aircraft : development & production : 2015-16 [Text] / Bill Gunston. - IHS Global. – 2015. – 1221 p.
5. Скибин, В. А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечении создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) [Текст] / В. А. Скибин, В. И. Солонин, В. А. Палкин; под общей ред. В.А. Скибина. – М.: ЦИАМ, 2010. – 678 с.
6. История отечественной авиапромышленности. Серийное самолетостроение, 1910-2010 гг. [Засыпкин Ю. В., Костырченко Г. В., Кузьмин Ю. В. и др.] ; под общ. ред. Д. А. Соболева. – М.: Русавиа, 2011. – 432 с.
7. Шавров, В. Б. История конструкций самолетов в СССР 1938–1950 гг. (Материалы к истории самолетостроения) / В. Б. Шавров. – 4-е изд., испр. - М. : Машиностроение, 2002. – 544 с.
8. Шавров, В. Б. История конструкций самолетов в СССР до 1938 г. [Текст] / В.Б. Шавров. – 5-е изд., испр. – М. : Машиностроение, 2002. – 703 с.
9. Пуков, В. Н. Энциклопедия авиации // В. П.. – Москва : Эксмо, 2013. – 294 с.
10. Дузь, П. Д. История воздухоплавания и авиации в России (Период до 1914 г.) / П. Д. Дузь. – 2-е изд., перераб. – М. : Машиностроение, 1981. – 271 с.
11. Соболев, Д. А. Рождение самолета : Первые проекты и конструкции / Д. А. Соболев. – М. : Машиностроение, 1988. – 207 с.

## ЗМІСТ

ВСТУП .....	3
1. ПОЧАТКОВИЙ ПЕРІОД ІСНУВАННЯ АВІАЦІЇ .....	4
1.1. Рівняння існування літака .....	4
1.2. Початковий період існування авіації .....	8
1.3. Становлення авіації (1909–1914 рр.) .....	20
2. АВІАЦІЯ В ПЕРШІЙ СВІТОВІЙ ВІЙНІ .....	31
3. РОЗВИТОК АВІАЦІЇ В ПЕРІОД 1918–1939 рр. ....	43
3.1. Розвиток авіації в період 1918–1939 рр. ....	44
3.2. Основні чинники прогресу швидкості .....	47
3.3. Причини змін основних чинників бойової ефективності літаків .....	51
4. ПЕРЕДУМОВИ РОЗВИТКУ РЕАКТИВНОЇ АВІАЦІЇ .....	62
4.1. Рівняння стану виробництва літаків .....	62
4.2. Передумови розвитку реактивної авіації .....	68
5. РОЗВИТОК РЕАКТИВНОЇ АВІАЦІЇ В ПЕРІОД 1945–1961 рр. ....	74
5.1. Розвиток реактивної авіації в період 1945–1961 рр. ....	74
5.2. Розвиток одноразових крилатих і балістичних літальних апаратів .....	85
6. РОЗВИТОК АВІАЦІЇ В ПЕРІОД 1961–1992 рр. ....	93
7. ПЕРСПЕКТИВИ РОЗВИТКУ АВІАЦІЇ .....	112
7.1. Сучасний стан авіаційної техніки ПС ЗСУ, тенденції її розвитку .....	112
7.2. Перспективи розвитку авіації .....	112
Бібліографічний список .....	126

**ЛОГІНОВ Василь Васильович  
УКРАЇНЕЦЬ Євген Олександрович  
СПІРКІН Євген Вікторович**

**ПЕРІОДИ РОЗВИТКУ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ ВІЙСЬКОВОГО  
ПРИЗНАЧЕННЯ**

Редактор Т. Г. Кардаш

Зв. план, 2020

Підписано видання

Електронний ресурс

Ум. друк. арк. 7,2. Обл.- вид. арк. Видавець і виготовлювач

---

Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського  
«Харківський авіаційний інститут»  
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17  
[http:// www.khai.edu](http://www.khai.edu)  
Видавничий центр «ХАІ»  
61070, Харків-70, вул. Чкалова, 17  
[izdat@khai.edu](mailto:izdat@khai.edu)

Свідоцтво про внесення суб'єкта видавничої справи  
до Державного реєстру видавців, виготовлювачів і розповсюджувачів  
видавничої продукції, сер. ДК № 391, від 30.03.2001