

## Загальні методичні вказівки виконання домашнього завдання №2

Домашнє завдання №2 відноситься до заключної стадії вивчення модуля «Літак та його системи». При виконанні домашнього завдання студент повинен осмислити взаємозв'язок та взаємозалежність конструктивно-компонувальних, масових, технологічних, експлуатаційних та економічних характеристик літака на базі самостійного вивчення основних параметрів конструкції вітчизняних та закордонних літаків.

Метою методичних вказівок є надання допомоги студентам у виконанні домашнього завдання, що охоплює певне коло питань попереднього проектування повітряних суден (ПС).

До складу домашнього завдання входить розрахунково-пояснювальна записка та креслення загального виду ПС у трьох проекціях з основними розмірами та таблицею основних даних.

У методичних вказівках дається систематизована інформація: методика вибору проєктованих параметрів, алгоритми розрахунків та рекомендації щодо аналізу розрахункових параметрів, методика розрахунку злітної маси, методика визначення геометричних розмірів планеру та його основних частин, а також інформація, що необхідна для вірного оформлення курсової роботи.

Усі роботи виконуються особисто студентом, який несе відповідальність за вірність розрахунків, доцільність прийнятих рішень та якісне оформлення графічної частини.

Починаючи виконання домашнього завдання необхідно ознайомитись з останніми досягненнями авіаційної науки та техніки за темою домашнього завдання та зі змістом даних методичних вказівок.

Вихідні дані для виконання домашнього завдання визначаються за номером залікової книжки та за Додатком 1. Якщо остання цифра номеру залікової книжки кратна двом, то студентом обирається завдання з теми 1 (див. Додаток 1). Якщо некратна, то обирається завдання з теми 2. У випадку коли номер залікової книжки закінчується на нуль, то обирається тема 3. Варіант завдання по темі обирається за сумою двох останніх цифр номеру залікової книжки (див. Додаток 1).

Рекомендується наступний алгоритм виконання домашнього завдання:

1. Обробка та аналіз статистичних даних однотипних до проєктованого ПС.
2. Вибір та обґрунтування проєктних параметрів ПС.
3. Розрахунок злітної маси ПС.
4. Компоновка та розрахунок геометричних параметрів основних елементів ПС.
5. Виконання креслення загального вигляду ПС у трьох проекціях.
6. Оформлення розрахунково-пояснювальної записки.

### 1. Вибір та обґрунтування схеми літака

Схема літака визначається взаєморозташуванням агрегатів, їх кількістю та формою. Від схеми та аеродинамічної компоновки літака залежать його аеродинамічні та техніко-експлуатаційні властивості. Вдало обрана схема дозволяє підвищити безпеку польотів та економічну ефективність літака.

Вибір схеми літака починається з вивчення та аналізу схем літаків, прийнятих в якості прототипів.

Обґрунтуванню підлягають:

- розташування крила та оперення відносно фюзеляжу, а також вибір їх форми;
- розташування двигунів, їх кількість та тип, тощо.

## 2. Визначення злітної маси літака

Злітна маса літака обчислюється за формулою:

$$m_o = \frac{m_{кн} + m_{ек}}{1 - (\bar{m}_к + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_n + \bar{m}_{об})} \quad (2.1)$$

- де  $m_o$  - злітна маса літака, кг;  
 $m_{кн}$  - маса комерційного навантаження, кг;  
 $m_{ек}$  - маса екіпажу, кг;  
 $\bar{m}_к$  - відносна маса конструкції;  
 $\bar{m}_{cy}$  - відносна маса силової установки;  
 $\bar{m}_n$  - відносна маса палива;  
 $\bar{m}_{об}$  - відносна маса обладнання.

Маса комерційного навантаження визначається як:

$$m_{кн} = K_I (75 + m_{об}) n_{нас} \quad (2.2),$$

- де  $K_I$  - коефіцієнт, що враховує перевезення вантажу, пошти;  
 $m_{об}$  - маса безкоштовного багажу;  
 $n_{нас}$  - кількість пасажирів.

Для літаків, у яких дальність польоту  $L < 1000$  км,  $K_I = 1,03$ ;  $m_{об} = 10$ кг.

Для літаків, у яких дальність польоту  $L > 1000$  км,  $K_I = 1,1$ ;  $m_{об} = 15$ кг.

Маса екіпажу  $m_{ек}$  визначається за формулою:

$$m_{ек} = 80 n_{ек} \quad (2.3),$$

- де  $n_{ек}$  - кількість членів екіпажу.

Склад екіпажу визначається кількістю членів льотного складу  $n_{лс}$ , а також кількістю бортпровідників  $n_{бп}$  та призначається виходячи з вимог забезпечення безпеки польотів та забезпечення комфорту:

$$n_{ек} = n_{лс} + n_{бп} \quad (2.4)$$

Кількість льотного складу  $n_{лс}$  залежить від дальності польоту літака. В залежності від дальності польоту літаки підрозділяються на літаки місцевих повітряних ліній (МПЛ) з дальністю польоту до 1000 км ( $n_{лс} = 2$  чол.), ближньомагістральні літаки (БМЛ) з дальністю польоту від 1000 до 3000 км ( $n_{лс} = 3$  чол.) і середньомагістральні літаки (СМЛ) з дальністю польоту від 3000 до 5000 км ( $n_{лс} = 4$  чол.).

Кількість бортпровідників  $n_{бп}$  визначається кількістю пасажирів і обирається виходячи з того, що на одного бортпровідника не повинно приходиться більш ніж 30 пасажирів.

Значення відносної маси палива  $\bar{m}_n$  визначається за формулою:

$$\bar{m}_n = \frac{0,5 + 0,6L}{V} \quad (2.5),$$

- де  $L$  - дальність польоту, км;  
 $V$  - швидкість польоту, км/год.

Відносні маси  $\bar{m}_k$ ,  $\bar{m}_{cy}$  і  $\bar{m}_{об}$  наведені у таблиці 2.1.

Таблиця 2.1

Призначення літака	$\bar{m}_k$	$\bar{m}_{cy}$	$\bar{m}_{об}$
Літаки МПЛ	0,30...0,32	0,12...0,14	0,12...0,14
БМЛ	0,28...0,30	0,10...0,12	0,10...0,12
СМЛ	0,25...0,27	0,08...0,10	0,09...0,11

### 3. Вибір основних параметрів крила

Основні параметри крила залежать від його форми, яка характеризується профілем крила, видом крила в плані та видом крила спереду. У свою чергу, профіль крила, вид у плані й вид спереду визначаються його геометричними розмірами.

Форма профіля крила характеризується відносною товщиною  $\bar{c}$ , відносною кривизною  $\bar{f}$  і відносною абсцисою найбільшої товщини  $\bar{x}_c$ . Форма крила в плані визначається розмахом  $l$ , площею  $S$ , подовженням  $\lambda$ , звуженням  $\eta$  і кутом стрілоподібності  $\chi$ . Геометричною характеристикою крила спереду є кут поперечного  $V$  крила. До числа основних параметрів крила відноситься також питома навантаження на крило  $P_o$ .

Для сучасних літаків характерні поєднання параметрів, що наведені у табл. 3.1.

Таблиця 3.1

Параметри крила літака	Злітна маса літака			
	До 20 тон	Від 20 до 50 тон	Від 50 до 100 тон	Більше 100 тон
$\lambda$	8...12	7...9	6,5...8	6,5...9
$\chi$	8°...6°	20°...25°	30°...32°	32°...35°
$\bar{c}$	0,12...0,14	0,11...0,12	0,10...0,12	0,12...0,14
$P_o$ , (Па)	2000...3000	3500...4000	4500...5500	5500...6000

Геометричні розміри форми профілю крила ( $\bar{c}$ ,  $\bar{f}$  і  $\bar{x}_c$ ) та форми крила у плані ( $\chi$ ,  $\lambda$  і  $\eta$ ) залежать від числа  $M$  крейсерського польоту літака (табл. 3.2).

Таблиця 3.2

$M$	$\chi$	$\lambda$	$\eta$	$\bar{c}$ , %	$\bar{x}_c$ , %	$\bar{f}$ , %
0,85...0,9	35°...40°	6,5...10	3,0...4,5	10...12	35...45	0...2,5
0,6...0,8	15°...25°	8...12	2,5... 3,0	12...16	30...40	1,0...3,5
0,3...0,6	0°... 15°	10...14	1,5... 2,5	16...20	20...30	2,5...4,0

Слід враховувати, що для знаходження числа  $M$  потрібно знати не тільки швидкість крейсерського польоту літака, який проектується, але і швидкість звуку в повітрі на висоті крейсерського польоту  $a_{H_{кр}}$ .

Залежність швидкості звуку в повітрі від температури виражається формулою:

$$a = 20\sqrt{T} \quad (3.1)$$

де  $a$  – швидкість розповсюдження звуку, м/с;

$T$  – температура повітря, °K

За стандартних умов ( $p_0 = 760$  мм.рт.ст.;  $T_0 = 288$  °K) біля поверхні землі, швидкість розповсюдження звуку в повітрі  $a_0$  дорівнює 340 м/с (1224 км/год).

Так як в межах тропосфери зі збільшенням висоти температура повітря знижується, то швидкість звуку з підйомом на висоту буде зменшуватися. Отже, перед тим як розрахувати число  $M$  польоту літака, необхідно розрахувати швидкість звуку в повітрі на висоті крейсерського польоту. Для висот, що не виходять за межі тропосфери (до 8 км над полюсами і до 18 км над екватором), параметри повітря можна обчислити по формулах В.П. Ветчинкіна:

$$T_n = T_0 - 6,5H, \quad P_n = P_0 \cdot \frac{16,8 - H}{16,8 + H}, \quad \rho_n = \rho_0 \cdot \frac{20 - H}{20 + H}, \quad a_n = a_0 - 4H,$$

де  $H$  – висота в км.

Виходячи з того, що біля землі:  $H = 0$  км,  $T_0 = 288$  °K та  $a_0 = 340$  м/с потрібно спочатку розрахувати температуру, а потім швидкість звуку на крейсерській висоті польоту  $H_{кр}$ :

$$T_{H_{кр}} = T_0 - 6,5H_{кр} = 288 - 6,5H_{кр}. \quad (3.2)$$

Швидкість звуку на крейсерській висоті польоту  $H_{кр}$  можна визначити по одній з формул:

$$a_{H_{кр}} = a_0 - 4H_{кр}, \quad \text{або} \quad a_{H_{кр}} = 20\sqrt{T_{H_{кр}}}, \quad \text{м/с} \quad (3.3)$$

Для розрахунку числа  $M$  необхідно перевести швидкість звуку  $a_{H_{кр}}$  (м/с) в км/год.

$$M = \frac{V_{кр}}{a_{H_{кр}}} \quad (3.4)$$

Для крил сучасних білязвукових літаків застосовують наближені до симетричних та асиметричні профілі з більш загостреною передньою кромкою та з відносно заднім положенням максимальної товщини  $\bar{x}_c = 35 \dots 45$  %. Для них характерне більш плавне розподілення тисків уздовж хорд крила, що знижує значення місцевої повітряної швидкості над верхньою поверхнею крила, та сприяє збільшенню  $M_{крит}$ .

Слід враховувати, що заходи по збільшенню  $M_{крит}$  польоту, негативно відбиваються на жорсткісних та вагових характеристиках крила, а також призводять до помітного зменшення максимальних значень коефіцієнту піднімальної сили  $C_{y_{max}}$ .

Стрілоподібність крила є засобом збільшення  $M_{крит}$ . Збільшення стрілоподібності крила не тільки відхиляє на більші швидкості польоту початок хвильової кризи, але і пом'якшує його протікання, зменшує приріст опорів, покращує характеристики стійкості та керованості літака на білязвукових швидкостях. Однак зі збільшенням кута стрілоподібності зменшуються  $C_{y_{max}}$  та  $K_{max}$  крила, зменшується ефективність злітно-посадкової механізації. Стрілоподібність ускладнює виготовлення та збільшує вагу крила. Тому кут стрілоподібності крила необхідно обирати таким чином, щоб швидкість літака, при якій він досягає  $M_{крит}$ , перевищувала крейсерську швидкість польоту на 50 – 80 км/год.

Подовження крила є параметром, що суттєво впливає на величину індуктивного опору та максимальної якості крила літака. Крім того  $\lambda$  впливає на вагові та жорсткісні характеристики конструкції крила.

Дозвукові транспортні літаки мають крила з нульовою та малою стрілоподібністю. Подовження таких крил лежить у досить широкому діапазоні  $\lambda = 8 \dots 10$ , причому більші значення подовжень відносяться, як правило, до великогабаритних літаків з великою дальністю польоту. Збільшені значення подовження крила іноді обираються і для літаків з невеликою дальністю польоту для покращення їх злітно-посадкових характеристик.

Для приблизної оцінки подовження крила проектованого літака може бути застосована формула:

$$\lambda = 10,5 \cdot \cos \chi \quad (3.5)$$

Звуження крила суперечливо впливає на аеродинамічні, вагові та жорсткісні характеристики крила.

Збільшення звуження  $\eta$  впливає на розподіл зовнішніх навантажень, жорсткісні та вагові характеристики крила. Воно призводить, також, до збільшення будівничої висоти та об'єму центральної частини крила, що полегшує розміщення палива та різноманітних агрегатів. Однак збільшення звуження має негативні сторони. Головна з них - тенденція крила з великим звуженням до зриву потоку та зниження ефективності елеронів. У зв'язку зі вказаними обставинами звуження прямих крил дозвукових літаків виконується зазвичай невеликим та складає  $\eta = 2 \dots 2,5$ , що забезпечує мінімальний індуктивний опір крила та високі значення  $C_{y_{max.noc}}$ .

Кут поперечного  $V$  крила, як відомо, служить засобом забезпечення ступеню поперечної стійкості літака. Його величина та знак залежать головним чином від схеми літака, а для літаків зі стріловидними крилами - ще і від кута стрілоподібності. Для прямих крил дозвукових літаків значення кута поперечного  $V$  крила знаходяться у діапазоні від  $+5^\circ \dots 7^\circ$  - для схеми низькоплану, до  $-1^\circ \dots 2^\circ$  - для високоплану. Стрілоподібність збільшує поперечну стійкість крила, таким чином стрілоподібним крилам слід надавати від'ємне поперечне  $V$ .

Питоме навантаження на крило визначається з умов крейсування та посадки, а також відносного запасу палива. Питоме навантаження на крило  $P_o$  зумовлює як геометричні параметри літака, так і отримання заданих льотно-технічних характеристик.

Величина питомого навантаження на крило для дозвукових літаків наведена у таблиці 3.1. Питоме навантаження більше за 6,5 кПа обирати не рекомендується, так як літак на дозвуковому режимі польоту на висоті більшій за 10000 м може звалитись на крило.

Площа крила визначається із співвідношення:

$$S = \frac{m_o g}{P_o}, \quad (3.6)$$

де  $g = 9,8 \text{ м/с}^2$ ,

$P_o$  - питоме навантаження на крило при зльоті.

Розмах крила:

$$l = \sqrt{\lambda \cdot S} \quad (3.7)$$

Коренева (за віссю симетрії літака)  $b_o$  та кінцева  $b_k$  хорди крила визначається за значеннями  $S$ ,  $\eta$ ,  $l$ :

$$b_o = \frac{S}{l} \cdot \frac{2\eta}{\eta+1} \quad (3.8)$$

$$b_k = \frac{b_o}{\eta} \quad (3.9)$$

Середня аеродинамічна хорда крила (САХ) обчислюється за формулою:

$$b_A = \frac{2}{3} b_o \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\eta(\eta + 1)} \quad (3.10)$$

#### 4. Вибір основних параметрів фюзеляжу

Аеродинамічні та вагові характеристики фюзеляжу суттєво залежать від його форми та розмірів, які визначаються такими геометричними параметрами, як форма поперечного перетину, подовження  $\lambda_\phi$ , діаметр фюзеляжу  $D_\phi$  та довжина  $L_\phi$ .

При виборі  $\lambda_\phi$  проектованого літака можливо орієнтуватися наступними статистичними даними сучасних літаків:

$\lambda_\phi = 7 \dots 8$  – пасажирські літаки МПЛ;

$\lambda_\phi = 8 \dots 9$  – пасажирські БМЛ;

$\lambda_\phi = 9 \dots 10$  – пасажирські СМЛ.

Максимальні значення  $\lambda_\phi$  відповідають літакам з двигунами розташованими у хвостовій частині.

Для пасажирських літаків довжина фюзеляжу визначається з умови розміщення пасажирів:

$$L_\phi \approx 14 + 0,22(n_{nac} + 10) \quad (4.1)$$

Діаметр фюзеляжу визначається як:

$$D_\phi = \frac{L_\phi}{\lambda_\phi} \quad (4.2)$$

#### 5. Розрахунок основних параметрів шасі

База шасі залежить від довжини фюзеляжу і обирається за формулою

$$B = (0,3 \dots 0,4)L_\phi \quad (5.1)$$

Великі значення належать літакам з двигунами на крилі.

Колія шасі обчислюється за формулою:

$$K = (0,7 \dots 1,2)B \quad (5.2)$$

Висота шасі обирається виходячи з:

$$H < \frac{K}{2} \quad (5.3)$$

#### 6. Розрахунок основних параметрів оперення

Основні параметри оперення співпадають з основними параметрами крила.

Площі вертикального  $S_{во}$  та горизонтального  $S_{го}$  оперення становлять:

$$S_{во} = (0,18 \dots 0,25) S;$$

$$S_{го} = (0,12 \dots 0,20) S. \quad (6.1)$$

Розмах крила та оперення літака пов'язані залежністю:

$$L_{го} = (0,32 \dots 0,5) l \quad (6.2)$$

В даній залежності нижня границя відповідає літакам з турбореактивними двигунами (ТРД).

Висота вертикального оперення  $h_{во}$  визначається в залежності від розташування крила відносно фюзеляжу та розташування двигунів на літаку:

- для низькопланів з двигунами на крилі:

$$h_{\text{во}} = (0,14 \dots 0,2) l \quad (6.3)$$

- у разі розташування двигунів у хвостовій частині фюзеляжу:

$$h_{\text{во}} = (0,13 \dots 0,14) l \quad (6.4)$$

Уразі верхнього розташування крила відносно фюзеляжу з рекомендованого діапазону слід обирати верхню границю.

Звуження горизонтального та вертикального оперення слід обирати у межах:

$$\eta_{\text{го}} = 2 \dots 3; \quad \eta_{\text{во}} = 1 \dots 3,3 \quad (6.5)$$

Подовження оперення рекомендується обирати:

$$\lambda_{\text{во}} = 0,8 \dots 1,5; \quad \lambda_{\text{го}} = 3,5 \dots 4,5 \quad (6.6)$$

Стрілоподібність оперення приймають на  $3 \dots 5^\circ$  більшою за стрілоподібність крила. Це необхідно для забезпечення керуваності літака при виникненні хвильової кризи.

## 7. Правила оформлення домашнього завдання

Пояснювальна записка повинна бути зброшурованою таким чином, щоб аркуші були щільно стиснутими.

Матеріал пояснювальної записки повинен бути викладений грамотно, чітко і стисло. В тексті повинні мати місце посилання на використану літературу та інші джерела. В тексті рекомендується вести виклад, не вживаючи займенників першої особи, наприклад: „Вважаємо...”, „Знаходимо...” тощо. Потрібно вживати тільки загальноприйняті скорочення, наприклад: ПК, ДСТУ тощо, інші скорочення повинні мати попередні пояснення, наприклад: домашнє завдання (ДЗ). Числа з розмірністю необхідно писати цифрами, а без розмірності словами; наприклад: „ Висота – 600 м”.

Текстовий та графічний матеріали бажано друкувати комп'ютерним способом на одному боці аркушів формату А4 через 1,5 міжрядкового інтервалу по ширині аркуша. Текстовий редактор – Word for Windows, версія 7.0 або більш пізні. Шрифт - Times New Roman, кегль 14 пт. Обсяг пояснювальної записки становить 8-15 аркушів.

Зразок титульного аркуша пояснювальної записки наведено в Додатку 2.

Аркуш зі змістом пояснювальної записки розміщується за титульним з нової сторінки і включає: перелік умовних позначень, символів, одиниць, скорочень і термінів; послідовний запис назв всіх розділів, підрозділів, пунктів і підпунктів, висновки та рекомендації, список використаної літератури, назви додатків. Справа наводяться номери сторінок, з яких починається зазначений матеріал.

Пояснювальна записка починається зі вступу, у якому зазначається:

- мета та завдання домашнього завдання;
- встановлюється предмет та об'єкт розгляду;
- даються посилання на нормативні документи.

Основна частина пояснювальної записки містить розрахунки та обґрунтування прийнятих рішень, висновки, рекомендації та список використаної літератури.

## 8. Вимоги стандартів до оформлення домашнього завдання

Заголовки структурних елементів друкуються великими літерами, без крапки в кінці і вирівнюються посередині рядка. Якщо заголовок складається з двох речень, то їх розділяють крапкою. Заголовки підрозділів, пунктів та підпунктів нумеруються арабськими цифрами. У кінці номеру підрозділу має бути крапка. Друкуються вони з абзацу нормальними літерами, починаючи з першої великої літери. Перенесення слів та їх підкреслювання в заголовку не припускається.

Ілюстрації (схеми, графіки, креслення, таблиці) мають бути розташовані таким чином, щоб їх можна було розглядати без повороту аркуша, або з поворотом за годинниковою стрілкою. Ілюстрація позначається словом „Рис” (крім таблиць) і нумеруються арабськими цифрами в межах розділу з позначенням порядкового номеру, наприклад: «Рис. 1.2 Функціональна схема». Розташовуються позначення під ілюстрацією. Посилання позначається в тексті, наприклад: (рис. 1.2)

Таблиці нумеруються арабськими цифрами в межах розділу з позначенням порядкового номеру і розташовуються праворуч над таблицею, наприклад: Таблиця 2.3.

Формули розташовуються безпосередньо після тексту в якому вони згадуються вперше. Номер вказується в дужках і складається із номеру розділу та її порядкового номеру, наприклад (2.1). Посилання на формулу в тексті зазначаються теж у дужках, наприклад: „...в формулі (3.1)...”.

Посилання в тексті на літературу треба визначати її порядковим номером в загальному переліку виділеним квадратною дужкою, наприклад: [7].

Нумерація сторінок аркушів починається з цифри 2 після титульного листа.

## 9. Оформлення графічної частини домашнього завдання

Креслення загального виду ПС у трьох проекціях рекомендується виконувати на одному аркуші формату А4. Креслення виконуються після остаточної компоновки літака та розрахунку його основних параметрів.

Зображується ПС у польотній конфігурації у трьох проекціях відносно базових вісей з проекційним зв'язком видів. У якості основної проекції повинен бути вид на літак з лівої сторони по напрямку польоту. На допоміжних проекціях дозволяється обривати частину правої консолі крила для більш щільної компоновки зображення та застосування раціональних масштабів зображення. Використання поля креслення повинно бути не менш ніж 65%.

На проекціях показують основні елементи зовнішнього виду літака: ліхтар кабіни екіпажу, вікна, двері тощо. Колеса шасі позначають у випущеному положенні шасі основними лініями.

На зображеннях проставляють основні розміри у міліметрах та градусах. Приклади виконання креслень загального вигляду ПС наведені у додатках 3 та 4.

Над основним написом креслення або на окремому аркуші розташовують таблицю основних даних літака, ширина якої кратна 185 мм (примиканням таблиці до основного напису не припустимо).

Основний напис необхідно виконувати згідно з ГОСТ 2.104-68. В графах основного напису (позначено цифрами у дужках (рис. 9.1 ) позначають: графа 1 - назва виробу; 2 - позначання документу; 4 - літера документу згідно ГОСТ 2.103-68; 5 - маса виробу; 6 - масштаб; 7 - порядковий номер аркушу; 8 - загальна кількість аркушів документу; 9 - назва або індекс установи, що випустила документ (група, факультет, шифр спеціальності, наприклад - 212 ФЕЛ. 6.051103.); 11 - прізвища осіб, що підписали документ; 12 - підписи



осіб прізвища яких наведені у графі 11; 13 - дата підписання документу; у графах з 14 по 18 - дані про зміни у документі (у рамках даного завдання поле цих граф слід заповнити назвою кафедри). Всі інші графи у рамках домашнього завдання не заповнюються.

У склад позначення документу входять літери та 9 цифр, що відокремленні на три групи двома крапками. Наприклад, НАУ. 060518. 000.

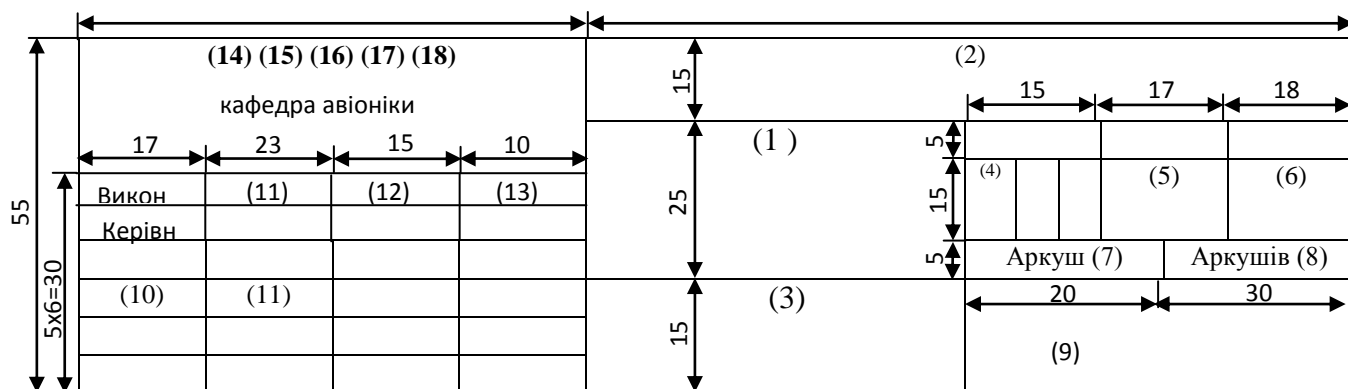


Рис. 9.1. Графи основного напису

Літери відповідають коду установи-розробника. Група цифр відноситься до коду класифікаційної характеристики: першими двома цифрами позначають рік захисту курсової роботи; наступні дві - номер завдання на ДЗ; останні дві – останні цифри з номеру залікової книжки виконавця. Остання трьохзначна група цифр у рамках даної роботи замінюється нулями.

## 10. Перелік літератури

1. Никитин Г.А., Баканов Е.А. Основы авиации. – М: Транспорт, 1984 – 263с.
2. Пышнов В.С. Основные этапы развития самолёта. – М: Машиностроение, 1984. – 96с.
3. Пономарёв А.Н. Советские авиационные конструкторы. - М: Воениздат, 1977. - 278с.
4. Деменев А.Н., Лужбин В.Н. Основы инженерно – авиационной службы и эксплуатация авиационного оборудования. – Киев: КВВАИУ, 1990. – 237с.
5. Денисов В.Г., Скрипец А.В. Дорога в авиацию.–М: Транспорт, 1987. – 192с.
6. Технические описания и инструкции по эксплуатации самолётов и вертолётотв гражданской авиации, их систем и агрегатов.
7. Гусев Б.К., Фокин В.Ф. Основы авиации. – М: Транспорт, 1982. - 120с.
8. Аэродинамика самолёта. Под ред. Г.Н.Котельникова. – М: Воениздат, 1974. – 297с.
9. Кокунина Л.Х. Основы аэродинамики. – М: Транспорт, 1982. – 197с.

## Перелік тем та завдань домашнього завдання

## Тема 1: Літак місцевих повітряних ліній

Завдання до теми 1:

№ вар.	Кількість та тип двигунів	Розташування двигунів	Дальність польоту $L$ (км)	Крейсерська швидкість $V_{кр}$ (км/год)	Висота крейсерського польоту $H$ (км)	Кількість пасажирів $n_{пас}$ (чол)
1	2 ТВД	на крилі	400	380	3	24
2	2 ТВД	на крилі	600	400	3,5	30
3	2 ТВД	на крилі	800	450	4	34
4	2 ТРД	у верхній частині крила	850	410	4,5	36
5	2 ТРД	у верхній частині крила	900	440	5	30
6	2 ТРД	у верхній частині крила	950	610	6	36
7	2 ТРД	у нижній частині крила	800	400	4	36
8	2 ТРД	у нижній частині крила	750	380	3,5	33
9	2 ТРД	у середині крила	900	400	4,5	30
10	2 ТРД	у середині крила	480	410	4,2	28
11	2 ТРД	під крилом на пілонах	780	390	4	34
12	2 ТРД	під крилом на пілонах	950	430	5	38
13	2 ТРД	під крилом на пілонах	780	390	4	34
14	2 ТРД	у хвостовій частині	800	500	7	36
15	2 ТРД	у хвостовій частині	820	550	7,5	30
16	3 ТРД	у хвостовій частині	800	500	7	32
17	3 ТРД	у хвостовій частині	900	600	7,5	34
18	3 ТРД	у хвостовій частині	1000	700	8	36

\* Тип двигунів: ТРД – турбореактивні;  
ТВД – турбогвинтові.

**Тема2: Близньомагістральний пасажирський літак**

Завдання по темі 2:

№ вар.	Кількість та тип двигунів	Розташування двигунів	Дальність польоту $L$ (км)	Крейсерська швидкість $V_{кр}$ (км/год)	Висота крейсерського польоту $H$ (км)	Кількість пасажирів $n_{пас}$ (чол)
1	4 ТВД	на крилі	3000	700	8	90
2	2 ТВД	на крилі	1200	550	6,5	50
3	4 ТВД	на крилі	2000	650	7,5	80
4	2 ТВД	на крилі	1500	575	7	60
5	2 ТРД	у верхній частині крила	2000	600	6	50
6	2 ТРД	у верхній частині крила	2500	800	7,2	80
7	4 ТРД	у нижній частині крила	3000	700	8	100
8	2 ТРД	у нижній частині крила	2000	600	7,2	80
9	4 ТРД	у нижній частині крила	2500	650	6,5	100
10	2 ТРД	у середині крила	1500	550	6	80
11	2 ТРД	під крилом на пілонах	1200	500	6,5	90
12	4 ТРД	під крилом на пілонах	2000	550	7	100
13	4 ТРД	під крилом на пілонах	2800	600	7,2	120
14	2 ТРД	у хвостовій частині	1450	700	6	70
15	2 ТРД	у хвостовій частині	2300	780	9,5	90
16	3 ТРД	у хвостовій частині	1700	750	7,5	85
17	3 ТРД	у хвостовій частині	2800	700	9	90
18	4 ТРД	у хвостовій частині	3000	800	10	120

### Тема 3: Середньомагістральний пасажирський літак

Завдання по темі 3:

№ вар.	Кількість та тип двигунів	Розташування двигунів	Дальність польоту $L$ (км)	Крейсерська швидкість $V_{кр}$ (км/год)	Висота крейсерського польоту $H$ (км)	Кількість пасажирів $n_{пас}$ (чол)
1	2 ТРД	у хвостовій частині	3800	900	11	150
2	3 ТРД	у хвостовій частині	4500	850	11	130
3	4 ТРД	у хвостовій частині	5000	950	12	160
4	2 ТРД	у нижній частині крила	3500	900	12	150
5	4 ТРД	у нижній частині крила	4500	850	11	170
6	4 ТРД	у нижній частині крила	5000	920	11	146
7	2 ТРД	під крилом на пілонах	3400	780	10	120
8	4 ТРД	під крилом на пілонах	4000	880	11	180
9	4 ТРД	під крилом на пілонах	4900	890	12	165

**Зразок титульного аркушу**

**НАЦІОНАЛЬНИЙ АВІАЦІЙНИЙ УНІВЕРСИТЕТ**

**Кафедра авіоніки**

**ДОМАШНЄ ЗАВДАННЯ №2**

з дисципліни "Основи авіації"

Тема: Літак місцевих повітряних ліній

Виконав: студент 212 групи факультету електроніки

Іваненко О.І.,

номер залікової книжки № 234587

Перевірив: Тризна О.О.

Київ 2008



Приклад №2 виконання креслення загального вигляду ПС

