

УДК 629.733.015.3.07

**В.В. Юхачев**, дир. “Одесаавіаремсервіс”**Є.П. Ударцев**, д-р техн. наук, проф.**Д.В. Добровольський**, канд. техн. наук, старш. наук. співроб.**ХАРАКТЕРИСТИКИ ДИНАМІКИ ПОЛЬОТУ ЛІТАКА «АНАТРА-2»**

Наведено основні дані компоновки літака «Анатра-2», дані аеродинамічних характеристик і розрахунків потужностей, характерних швидкостей під час зльоту та посадки, дальності та тривалості польотів. Розглянуто шляхи вдосконалення аеродинамічних характеристик літака.

To calculate calculation of the aerodynamic characteristic of the historical biplane “Anatra-2”. Given analyses of characteristics for landing and take of cases, range and endurance. Consider the question about improving the aerodynamic characteristic of a historical plane.

**Вступ**

Літак «Анатра-2» є експериментальною історичною копією літака „Анатра – Анасаль”, що серійно виготовлявся в 1915 р. на заводі «Анатра» в м. Одеса (рис. 1).

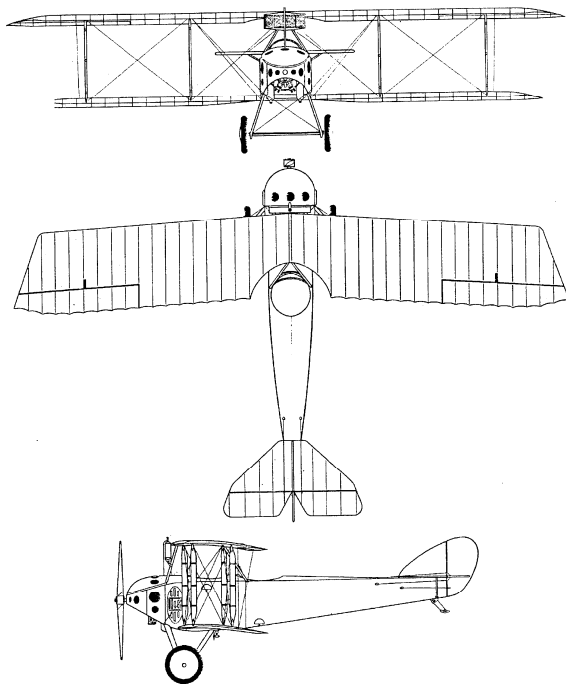


Рис. 1. Загальний вид літака «Анатра-2»

Літак «Анатра-2» призначений для демонстраційно-рекламних цілей і успішно пройшов сертифікацію.

До сертифікаційних льотних випробувань було розраховано характеристики динаміки літака і визначено основні характерні швидкості та обмеження на підставі аеродинамічних характеристик, отриманих під час випробування моделі в аеродинамічній трубі, та розрахункових даних (табл. 1) [1; 2].

**Основні геометричні дані літака «Анатра-2»:**

Висота літака на стоянці, м.....	3,19
Довжина літака, м.....	8,1
Кут стоянки літака, град.....	15
Екіпаж літака.....	2

**Геометричні дані верхнього крила літака «Анатра-2»:**

Площа, м <sup>2</sup> .....	18,5
Розмах, м.....	11,5
Довжина середньої аеродинамічної хорди (САХ), м.....	1,61
Кут поперечного «V» крила по лінії 1/4 хорди, град.....	3
Стрілоподібність, град.....	8
Настановний кут, град.....	2

**Геометричні дані нижнього крила літака «Анатра-2»:**

Площа, м <sup>2</sup> .....	14,5
Розмах, м.....	10,3
Довжина САХ, м.....	1,416
Кут поперечного «V» крила по лінії 1/4 хорди, град.....	3
Стрілоподібність, град.....	8
Настановний кут, град.....	2

На літаку «Анатра-2» використовують щелевий тип елерона. Площа елеронів становить 2,36 м<sup>2</sup>.

**Геометричні дані горизонтального оперення елерона літака «Анатра-2»:**

Розмах, м.....	2,8
Загальна площа, м <sup>2</sup> .....	2,79
Площа руля висоти з тримером, м <sup>2</sup> .....	1,256
Кут установки стабілізатора, град.....	1,94

**Геометричні дані вертикального оперення елерона літака «Анатра-2»:**

Загальна площа, м <sup>2</sup> .....	1,67
Площа руля повороту, м <sup>2</sup> .....	0,87
Висота, м.....	1,6

**Геометричні дані шасі літака «Анатра-2»:**

Колія, м.....	1,8
База, м.....	5,3

Таблиця 1

**Основні регулювальні дані літака «Анатра-2»**

Найменування	Напрямок відхилення	Кут, град
Елерон	Угору	$26.5^{-1}$
	Униз	$20^{-1}$
Руль висоти	Угору	$25^{-1}$
	Униз	$13.5^{-1}$
Руль напрямку	Управо	$25^{-1}$
	Уліво	$25^{-1}$
Тример руля висоти	Угору	$12^{+3}_{-1}$
	Униз	$12^{+3}_{-1}$

Розмір основних коліс літака «Анатра-2» становить  $780 \times 100$ .

Вагові і центрувальні дані літака «Анатра-2»:

Маса порожнього літака, кг.....1050  
 Максимальна злітна маса, кг.....1400  
 Максимальна посадкова маса, кг.....1400

Повне навантаження літака «Анатра-2»:

Екіпаж з парашутами С-4у, кг.....180  
 Багаж, кг.....70  
 Паливо, кг.....90  
 Масло, кг.....10

Допустимий експлуатаційний діапазон центрування становить 10 % САХ, центрування порожнього літака 32 % САХ.

**Постановка завдання**

В основу розрахунків льотних характеристик покладено залежності  $C_y = f(\alpha)$  (рис. 2), полярна літака (рис. 3) і залежності якості від кута атаки (рис. 4).

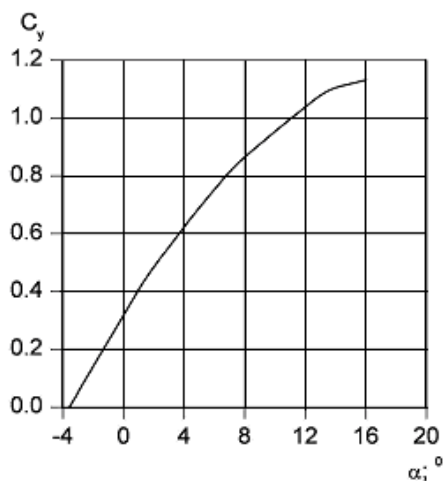
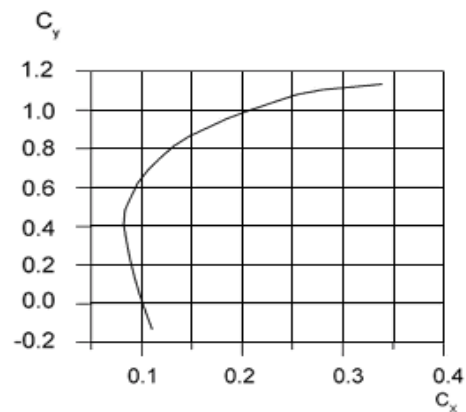
Рис. 2. Залежність  $C_y = f(\alpha)$ 

Рис. 3. Полярна літака «Анатра-2»

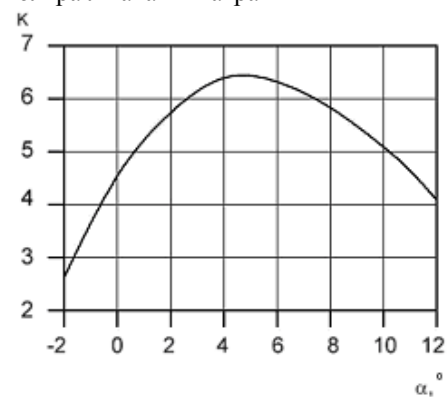


Рис. 4. Аеродинамічна якість літака «Анатра-2»

Максимальна аеродинамічна якість літака «Анатра-2» дорівнює 6,6.

**Визначення льотних характеристик**

За даними розрахунків отримано потрібну та наявну тягу для горизонтального польоту для маси літака 1400 кг (рис. 5).

Як силову установку на літаку «Анатра-2» використано двигун М-14п потужністю 360 к. с. з гвинтом В530ГА-Д35 [3].

Криві наявних та потрібних тяг показано на рис. 5.

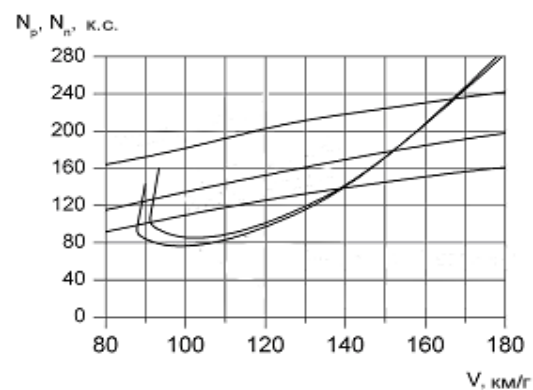


Рис. 5. Характеристики динаміки польоту літака «Анатра-2»

Характерні швидкості польоту залежать від швидкості звалювання, визначеної як

$$V_S = \sqrt{\frac{2G}{\rho C_{y \max} S_\Sigma}},$$

де  $\rho$  – щільність повітря в стандартних умовах, якщо  $H = 0$ ;

$G$  – польотна вага;

$C_{y \max} = 1,12$  за результатами трубних випробувань;

$S_\Sigma$  – сумарна площа крил:  $S_\Sigma = 31,7 \text{ м}^2$ .

Характерні швидкості польоту для зльоту і посадки [4] визначено залежно від ваги літака:

– швидкість відриву  $V \geq 1,1V_S$ ;

– безпечна швидкість зльоту  $V_2 \geq 1,2V_S$ ;

– швидкість заходу на посадку  $V_{зп} \geq 1,3V_S$ .

Згідно з кривими потрібних та наявних потужностей визначають:

– мінімальну швидкість 88 км/год;

– економічну швидкість 100 км/год;

– найвигіднішу швидкість 134 км/год;

– максимальну 150 км/год, якщо маса становить 1400 т.

Політ на великих кутах атаки в області критичного значення  $11^\circ$  гарантований поверненням до льотних кутів атаки рулем висоти, оскільки профіль крила вибраний, виходячи з плавної зміни піднімальної сили на закритичних кутах атаки.

Швидкопідйомність літака поблизу землі за швидкості 115 км/год (відповідає максимальним перепадам потрібної та наявної потужностей) становить:

– для злітного режиму 5,7 м/с;

– 1-го номінального 3,16 м/с;

– 2-го номінального 1,7 м/с.

Кут набору висоти визначений значенням  $10,1^\circ$  на зльотному режимі, на швидкості відриву – 103 км/год.

Довжина розгону визначена наближеним методом за формулою

$$L_p = \frac{V_{\text{в}}^2}{2g(\bar{P} - X)},$$

де  $\bar{P}$  – відносна тяга

$$\bar{P} = \frac{P_{\text{зл}}}{G} = \frac{75 \cdot N_{\text{зл}} \cdot 3,6}{V \cdot G} = 0,32 \quad (G = 1400 \text{ кг}).$$

Довжина повітряної ділянки визначається за формулою

$$H_{10,7} = \frac{1}{\sin \theta_c} \left( \frac{V_{\text{в}}^2 + V_{\text{н}}^2}{2g} + 10,7 \right),$$

$$\text{де } \theta_c = \frac{\theta_{\text{в}} + \theta_{\text{н}}}{2} = 10,2^\circ.$$

Довжина розгону становить 145 м, довжина траєкторії повітряної ділянки – 138 м, злітна дистанція – 283 м.

На посадці визначають характеристики динаміки польоту:

– довжину вирівнювання  $L_{\text{вир}}$ ;

– довжину витримки  $L_{\text{вит}}$ ;

– довжину пробігу  $L_{\text{пр}}$ .

Для літака «Анатра-2» характерне різке збільшення опору зі зменшенням тяги на посадці, тому на посадці потрібно утримувати тягу постійною або навіть збільшувати:

$$L_{\text{в}} = \frac{V_{\text{зп}}}{gK_{\text{зп}}(n_y - 1)} = 28 \text{ м};$$

$$L_{\text{в}} \approx \frac{K_{\text{зп}}}{2g} (V_{\text{зп}}^2 - V_{\text{дот}}^2) = 56 \text{ м};$$

$$L_{\text{пр}} = \frac{3}{2g} \left( \frac{V_{\text{пос}}^2}{\frac{1}{K_{\text{ст}}} + 2f_{\text{пр}}} \right),$$

де  $K_{\text{ст}}$  – якість літака в положенні стоянки ( $K_{\text{ст}} = 5,09$ ,  $\alpha = 10^\circ$ ).

Компонувальна схема літака «Анатра-2» затруднює використання гальм на посадці зважаючи на вірогідність капотування, а за бічного вітру бічного викочування, тому розраховані довжини пробігу без гальмування і з гальмуванням:

$$L_{\text{пр. без г}} = 482 \text{ м} \quad (f = 0,05).$$

$$L_{\text{пр. з г}} = 89,3 \text{ м},$$

Сумарна посадкова дистанція становить з гальмуванням 228 м, без гальмування – 622 м. Потрібна довжина злітно-посадкової смуги з урахуванням коефіцієнта запасу дорівнює

$$L_{\text{зпс}} = 1,67 L_{\text{пос}};$$

$$L_{\text{зпс}} = 1038 \text{ м}.$$

Дальність польоту оцінена за формулою

$$L = 270 \frac{K_\eta}{C_e} \ln \left( \frac{G_{\text{зл}} - G_{\text{опр}}}{G_{\text{пос}}} \right),$$

де  $K$  – аеродинамічна якість;

коефіцієнт корисної дії гвинта:

$$\eta = 0,7;$$

$C_e$  – питома годинна витрата:

$$C_e = 0,25.$$

Вага палива під час випробування двигуна становить  $C_{\text{вип}} = 5 \text{ кг}$ .

Посадкова вага літака «Анатра-2» з урахуванням АНЗ 14,6 кг становить  $G_{\text{пос}} = 1324,4$  кг.

Результати розрахунку дальності польоту наведено в табл. 2.

Таблиця 2

**Дальність польоту літака «Анатра-2», км**

Екіпаж, осіб	Швидкість польоту, км/год		
	120	130	140
1	210	193	178
2	192	176	163

Тривалість польоту визначено за формулою

$$t_n = \frac{G_{\text{min}}}{C_e \cdot N_p}.$$

Результати розрахунку тривалості польоту наведено в табл. 3 для заправки 80 л.

Таблиця 3

**Тривалість польоту літака «Анатра-2»**

$V$ , км/год	120	130	140
$t$ , год	2 год 14 хв	1 год 54 хв	1 год 33 хв

**Висновки**

Розрахункові характеристики літака «Анатра-2» виправдалися під час льотних випробувань у процесі сертифікації. Подальше вдосконалення літака буде спрямоване на поліпшення посадкових характеристик через збільшення стійкості руху літака під час пробігу за рахунок збільшення бази шасі, а також додаванням позитивної  $V$ -подібності крил і зміни положення фокусу літака та балансування, зміни кута установки стабілізатора.

**Література**

1. *Ведров В.С.* Динамика стойкости самолетов. – М.; Л.: НКОВ СССР Обороны, 1938. – 291 с.
2. *Пугачев А.И.* Основы летно-технической эксплуатации. – М.: Транспорт, 1984.
3. *Лапшин А.М., Анохин Л.И.* Авиационный двигатель М-ГИП. – М.: Транспорт, 1976.
4. *Коровин А.Е., Новиков Ю.Р.* Практическая аэродинамика самолета Як-52, Як-55М – М.: ДОСААФ, 1989.

Стаття надійшла до редакції 25.06.08.