

В.П. Греков, Ю.А. Ткаченко

Харківський національний університет Повітряних Сил ім. І. Кожедуба, Харків

РОЗРАХУНОК ОДНОСТУПІНЧАСТОГО ПНЕВМАТИЧНОГО ЦИЛІНДРА З ВБУДОВАНИМ РЕСИВЕРОМ ЯК ПРИВОДУ НАЗЕМНОЇ КАТАПУЛЬТИ

В статті запропонована конструктивно-компонувальна схема приводу мобільної наземної катапульти – одноступінчастий пневмоциліндр з вбудованим ресивером, що підвищує його компактність. Розроблена математична модель газодинамічних процесів, що відбуваються під час роботи пневмопривода. На основі отриманої моделі методом повного факторного експерименту отримано рівняння регресії, що пов'язує швидкість висування поршня пневмоциліндра з його діаметром, довжиною і повздовжнім перевантаженням, що дозволяє проводити аналіз параметрів роботи катапульти. Приведений підхід до визначення параметрів катапульти з приводом у вигляді одноступінчастого пневмоциліндра може бути використаний під час його проектування.

Ключові слова: катапульта, пневмоциліндр, швидкість, прискорення, перевантаження.

Вступ

Постановка проблеми. Для запуску літальних апаратів (ЛА) застосовуються катапульти приводи яких можуть мати різні джерела енергії [1–2].

Стаття містить деякі результати досліджень пускових облаштувань літальних апаратів, склад і устрій яких, зокрема, визначається застосуванням одноступінчастих пневмоциліндрів (ПЦ). Регресійною залежністю між параметрами катапульти, що отримана на основі запропонованої математичної моделі газодинаміки пневматичного приводу зручно користуватися під час його проектування.

Аналіз останніх досліджень і публікацій.

При проектуванні комплексів ЛА велика увага приділяється забезпеченню потрібної точності, ефективності і зменшенню вартості розробки [3–8].

Під час проектування катапульти використовуються різні методи математичного моделювання, кінцево-різницеві методи, та ін. [9–10]. На обґрунтування значень параметрів витрачається багато часу і ресурсів.

Для оптимізації обраних параметрів зручно використовувати повнофакторний експеримент [11], що знижує ці витрати [12].

Метою статті є розгляд:

– запропонованої конструктивно-компонувальної схеми пневмо-приводу мобільної наземної катапульти з вбудованим ресивером;

– розробленої математичної моделі газодинамічних процесів, що відбуваються під час роботи пневмо-приводу;

– отриманого на основі моделі методом повного факторного експерименту рівняння регресії, що пов'язує швидкість переміщення поршня з його діаметром, довжиною і повздовжнім перевантаженням, що дозволяє проводити аналіз параметрів роботи приводу катапульти.

Основна частина

Стартова катапульта ЛА служить для примусового розгону ЛА під час злету до швидкості відриву при допустимому перевантаженні за рахунок енергії джерела, встановленого на катапульти. Основними вимогами до стартової катапульти є малі маса і габарити в транспортному положенні, простота конструкції, зручність обслуговування і бойового застосування, достатня міцність і жорсткість, швидке розгортання в стартове положення і згорання в похідне, забезпечення динамічної стійкості при пуску ЛА, автономність при пуску ЛА, розміщення на транспортному засобі або на причепі необхідної прохідності і маневреності, ремонтпридатність.

Катапульта з одноступінчастим пневмоциліндром. У приводі з одноступеневим пневмоциліндром його шток сполучений з кареткою з розміщеним ЛА, і переміщає її вздовж напрямної за доли секунди. При цьому необхідно ефективно використовувати енергію стисненого газу уникаючи його дроселювання при подачі в пневмоциліндр. Цього можна досягти, накопичуючи стиснений газ в ресивері, поєднаному із ступенем пневмоциліндра.

Конструктивно-компонувальна схема пневмоциліндра з ресивером приведена на рис. 1.

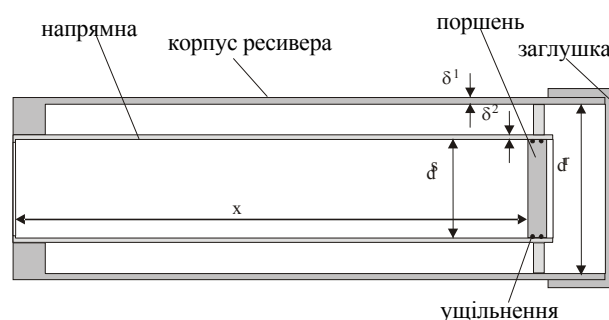


Рис. 1. Схема одноступінчастого пневмоциліндра

Допущення:

– процес розширення повітря при висуненні східців ПЦ адіабатичний;

– подача повітря від компресора (ресивера) в процесі руху східців пневмоцилиндра відсутня.

Розрахунок параметрів пневмоцилиндра.

Вихідні дані:

– товщина стінки циліндра труби: $\delta_2 = 4 \cdot 10^{-3}$ м;

– товщина стінки циліндра ресивера: $\delta_1 = 0,004$ м;

– діаметр внутрішній труби: $d_s = 0,15$ м;

– збільшення діаметру ресивера відносно діаметру труби: $\Delta_1 = 0,1$ м;

– довжина корпусу для резервного об'єму: $\Delta = 0,4$ м;

– довжина виступу для кріплення ресивера до труби: $\delta = 0,05$ м;

– діаметр внутрішній ресивера: $d_r = d_s + \Delta_1$, м;

– максимальний хід поршня: $L = 2$ м;

– товщина поршня: $h_p = 0,02$ м;

– площа ресивера: $f_r = 0,049$ м²;

– площа поршня: $f_s = 0,018$ м²;

– довжина ресивера: $L_r = L + h_p - \delta + \Delta = 2,37$ м;

– довжина труби: $L_t = L + h_p$, м;

– вихідний об'єм: $W_0 = f_r \cdot L_r \cdot f_s \cdot (L_r - \delta) = 0,082$ м³;

– кінцевий об'єм: $W_k = W_0 + f_s \cdot L = 0,117$ м³;

– максимальне перевантаження: $n_{\max} = 12$;

– маса БЛА і каретки приведена до штока пневмоциліндру: $m = 100$, кг;

– кут підйому напрямної: $\alpha = 0$ рад;

– коефіцієнт тертя напрямної: $f_t = 0,01$;

– коефіцієнт, що враховує тертя пневмоциліндру $\eta_1 = 0,8$.

Потрібний початковий тиск в пневмоциліндрі, Па:

$$p_n = \frac{m \cdot n_{\max} \cdot g + m \cdot g \cdot \sin(\alpha) + f_t \cdot m \cdot g \cdot \cos(\alpha)}{f_s \cdot \eta_1} = 8,334 \cdot 10^5.$$

Кінцевий тиск в ПЦ після його висунення, Па:

$$p_k = p_n \cdot \frac{W_0^k}{W_k^k} = 5,016 \cdot 10^5.$$

Початкове перевантаження маси:

$$n_n = \frac{f_s \cdot p_n \cdot \eta_1 - (m \cdot g \cdot \sin(\alpha) + f_t \cdot m \cdot g \cdot \cos(\alpha))}{m \cdot g} = 12.$$

Кінцеве перевантаження маси:

$$n_k = \frac{f_s \cdot p_k \cdot \eta_1 - (m \cdot g \cdot \sin(\alpha) + f_t \cdot m \cdot g \cdot \cos(\alpha))}{m \cdot g} = 7,218.$$

Оцінка швидкості сходу з катапульті. Рівняння руху маси по напрямним:

$$m \cdot \frac{d^2}{dt^2} x = p(x) \cdot f_s(x) - m \cdot g \cdot \sin(\alpha) - f_t \cdot m \cdot g \cdot \cos(\alpha).$$

Рівняння зміни тиску в пневмоциліндрі при розгоні катапульті:

$$p(x) = p_n \cdot \frac{W_0^k}{(W_0 + f_s \cdot x)^k} = \frac{p_n}{(1 + x \cdot f_s / W_0)^k},$$

де $m \cdot g \cdot \sin(\alpha)$ - сила ваги, Н; $f_t \cdot m \cdot g \cdot \cos(\alpha)$ - сила тертя, Н; $p(x) \cdot f_s(x)$ - штовхаюча сила пневмоциліндра, Н.

Враховуючи, що $\frac{d}{dt} x = V$, отримаємо:

$$m \cdot \frac{d}{dt} V = p(x) \cdot f_s(x) - m \cdot g \cdot \sin(\alpha) - f_t \cdot m \cdot g \cdot \cos(\alpha).$$

Після розв'язання рівняння відносно dt:

$$\frac{d}{dt} V = \frac{p(x)}{m} \cdot f_s(x) - g \cdot \sin(\alpha) - f_t \cdot g \cdot \cos(\alpha).$$

Це рівняння зі змінними, що розділяються.

Приведемо його до виду:

$$V \cdot \frac{d}{dt} V = \frac{p(x)}{m} \cdot f_s(x) - g \cdot \sin(\alpha) - f_t \cdot g \cdot \cos(\alpha).$$

Підставимо значення тиску:

$$V \cdot \frac{d}{dt} V = \frac{p_n \cdot f_s}{m} \cdot \frac{1}{(1 + x \cdot f_s / W_0)^k} - g \cdot \sin(\alpha) - f_t \cdot g \cdot \cos(\alpha),$$

і перетворимо рівняння:

$$\int V dV = \frac{p_n \cdot f_s}{m} \cdot \int \frac{1}{(1 + x \cdot f_s / W_0)^k} dx - \int (g \cdot \sin(\alpha) - f_t \cdot g \cdot \cos(\alpha)) dx + C,$$

після інтегрування:

$$\frac{V^2}{2} = \frac{p_n \cdot f_s}{m} \cdot \left[\frac{-W_0}{f_s \cdot (-1+k)} - \frac{1}{-1+k} \cdot x \right] \cdot \left(\frac{W_0 + f_s \cdot x}{W_0} \right)^{-k} - (g \cdot \sin(\alpha) - f_t \cdot g \cdot \cos(\alpha)) \cdot x + C.$$

При вихідних умовах $x = 0$, $V = 0$, маємо:

$$0 = \frac{p_n \cdot f_s}{m} \cdot \left[\frac{-W_0}{f_s \cdot [(-1+k)]} \right] + C,$$

звідки постійна інтеграції:

$$C = \frac{p_n \cdot f_s}{m} \cdot \left[\frac{-W_0}{f_s \cdot [(-1+k)]} \right] + C = 1.657 \cdot 10^3,$$

і рішення:

$$V = \left[\frac{2 \cdot p_n \cdot f_s}{m} \cdot \left[\frac{-W_0}{f_s \cdot (k-1)} - \frac{1}{k-1} \cdot x \right] \cdot \left(\frac{W_0 + f_s \cdot x}{W_0} \right)^{-k} - 2 \cdot (g \cdot \sin(\alpha) - f_t \cdot g \cdot \cos(\alpha)) \cdot x + 2 \cdot C \right]^{0.5}.$$

Дискретизація переміщення $x = 0, 0,01, \dots, L$.

Зміна тиску у міру переміщення поршня, Па:

$$p(x) = p_n \cdot W_0^k / (W_0 + f_s \cdot x)^k.$$

Перевантаження при горизонтальному переміщенні поршня:

$$n_g = \frac{p_n \cdot f_s}{m \cdot g} = 15,012.$$

Потрібний початковий тиск в ПЦ, Па:

$$p_n = n_g \cdot m \cdot g / f_s = 8,334 \cdot 10^5.$$

Рівняння швидкості переміщення поршня, м/с набере вигляду:

$$V = \left[2 \cdot g \cdot n_g \cdot \left[-1 / (R \cdot (k-1)) - 1 / (k-1) \cdot x \right] \times \right. \\ \left. \times (1 + R \cdot x)^{-k} - 2 \cdot x \cdot (g \cdot \sin(\alpha) + f_t \cdot g \cdot \cos(\alpha)) + \right. \\ \left. + 2 \cdot n_g \cdot g / (R \cdot (k-1)) \right]^{0,5},$$

тоді:

$$V_0(x) = \left[2 \cdot \frac{p_n \cdot f_s}{m} \cdot \left[\frac{-1}{(f_s/W_0) \cdot (k-1)} - \frac{1}{k-1} \cdot x \right] \times \right. \\ \left. \times \left(1 + \frac{x \cdot f_s}{W_0} \right)^{-k} - \frac{\partial^2 \Omega}{\partial u^2} - 2 \cdot x \cdot (g \cdot \sin(\alpha) + f_t \cdot g \cdot \cos(\alpha)) + \right. \\ \left. + 2 \cdot \frac{p_n \cdot f_s}{m} \cdot 1 / ((f_s/W_0) \cdot (k-1)) \right]^{0,5}.$$

Графік залежності швидкості переміщення каретки і тиску в ПЦ від шляху руху по напрямній при $n_{max} = 12$ та $V_0(L) = 12,294$ приведений на рис. 2.

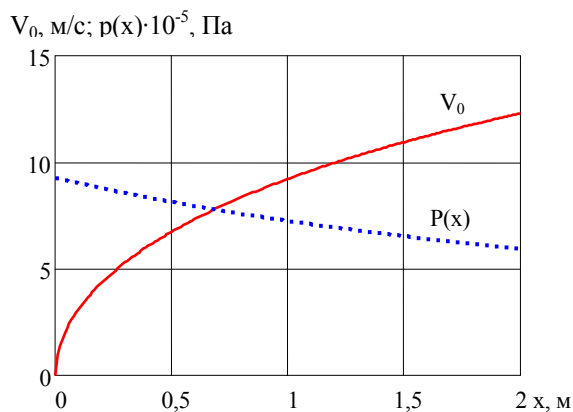


Рис. 2. Залежність швидкості переміщення каретки

Отримання кореляційної залежності швидкості переміщення поршня (каретки) від довжини штока, діаметр труби і перевантаження. Регресійна модель залежності швидкості переміщення поршня (каретки) від довжини штока, діаметр труби і перевантаження отримана методом активного повного факторного експерименту типу 2k, де k кількість чинників (k=3) [4]. Кількість експериментів $N=2^3=8$. Чинники і інтервали їх варіювання наведені в табл. 1.

Таблиця 1

Чинники і інтервали їх варіювання $x_1=L_1$, $x_2=d_s$, $x_3=n_s$

Інтервал варіювання і рівень чинників x_i	x_1 , довжина штока	x_2 , діаметр труби	x_3 , перевантаження
Нульовий рівень $x_i=0$	3,5	0,225	8,0
Інтервал варіювання δ_i	1,5	0,075	4,0
Нижній рівень $x_i = -1$	2,0	0,15	4,0
Верхній рівень $x_i = +1$	4,0	0,3	12,0

План - матриця експерименту:

$$x = \begin{pmatrix} -1 & -1 & -1 \\ -1 & -1 & 1 \\ -1 & 1 & -1 \\ -1 & 1 & 1 \\ 1 & -1 & -1 \\ 1 & -1 & 1 \\ 1 & 1 & -1 \\ 1 & 1 & 1 \end{pmatrix}$$

Стовпці змішаних відгуків x_1x_2 , x_1x_3 , x_2x_3 і так далі виходять шляхом перемноження відповідних стовпців матриці. Кількість стовпців матриці при цьому збільшується.

$$Y_s = \begin{pmatrix} 10,521 \\ 18,792 \\ 9,3928 \\ 16,903 \\ 14,651 \\ 26,194 \\ 12,832 \\ 23,153 \end{pmatrix}$$

Матриця відгуків в експериментах.

Розраховані значення відгуків за допомогою коефіцієнтів регресії:

$$C(i) = b_0 + b_1 \cdot X_{i,1} + b_2 \cdot X_{i,2} + b_3 \cdot X_{i,3} + b_{12} \cdot X_{i,1} \cdot X_{i,2} + b_{13} \cdot X_{i,1} \cdot X_{i,3} + b_{23} \cdot X_{i,2} \cdot X_{i,3} = [10,463; 18,85; 9,45; 16,845; 14,709; 28,136; 12,774; 23,211],$$

де коефіцієнти регресії:

$$b_0 = \sum_{i=1}^N Y_{S_i} / N = 16,555;$$

$$b_1 = \sum_{i=1}^N (x_{i,1} \cdot Y_{S_i}) / N = 2,653;$$

$$b_2 = \sum_{i=1}^N (x_{i,2} \cdot Y_{S_i}) / N = -0,985;$$

$$b_3 = \sum_{i=1}^N (x_{i,3} \cdot Y_{S_i}) / N = 4,706;$$

$$b_{12} = \sum_{i=1}^N (x_{i,1} \cdot x_{i,2} \cdot Y_{S_i}) / N = -0,23;$$

$$b_{13} = \sum_{i=1}^N (x_{i,1} \cdot x_{i,3} \cdot Y_{S_i}) / N = 0,76;$$

$$b_{23} = \sum_{i=1}^N (x_{i,2} \cdot x_{i,3} \cdot Y_{S_i}) / N = -0,248.$$

Перетворимо рівняння регресії для завдання вхідних параметрів в природному виді.

Максимальні і мінімальні значення вхідних параметрів в природному виді: довжина розгону $L_{max} = 4$, $L_{min} = 2$; діаметр труби $d_{smax} = 0,3$, $d_{smin} = 0,15$; перевантаження $n_{smax} = 12$, $n_{smin} = 4$.

Вчислимо залежності природних значень від кодованих параметрів:

$$x_1 = \frac{2 \cdot L_1 - L_{max} - L_{min}}{L_{max} - L_{min}} = L_1 - 3,0;$$

$$x_2 = \frac{2 \cdot d_s - d_{smax} - d_{smin}}{d_{smax} - d_{smin}} = 13, (3) \cdot d_s - 3,0;$$

$$x_3 = \frac{2 \cdot n_s - n_{smax} - n_{smin}}{n_{smax} - n_{smin}} = \frac{n_s}{4} - 2,0.$$

Рівняння регресії при кодованих вхідних параметрах:

$$y = b_0 + b_1 \cdot x_1 + b_2 \cdot x_2 + b_3 \cdot x_3 + b_{12} \cdot x_1 \cdot x_2 + b_{13} \cdot x_1 \cdot x_3 + b_{23} \cdot x_2 \cdot x_3,$$

при вхідних параметрах в природному виді набирає вигляду:

$$y = 3,141 + 1,823 \cdot L_1 + 2,68 \cdot d_s + 0,792 \cdot n_s + 3,067 \cdot L_1 \cdot d_s + 0,19 \cdot L_1 \cdot n_s + 0,827 \cdot d_s \cdot n_s.$$

Коефіцієнт нев'язки:

$$K_n = \sum_i (y_i - Y_{s_i})^2 = 0,027.$$

Коефіцієнт кореляції $\text{corr}(y, Y_s) = 1$, тобто кореляційна модель адекватна.

Для прикладу вчислимо по рівнянню регресії швидкість руху поршня в залежності від поєднанні різних значень параметрів пневмоциліндра.

1. Довжина штока $L = 1,0 - 4,0$ м, діаметр труби $d_s = 0,15$ м, перевантаження $n_s = 5$:

$$V(L) = 3,141 + 1,823 \cdot L + 2,68 \cdot d_s + 0,792 \cdot n_s + 3,067 \cdot L \cdot d_s + 0,19 \cdot L \cdot n_s + 0,827 \cdot d_s \cdot n_s. \quad (1)$$

Графік залежності швидкості покидання катапульти ЛА від довжини розгону показаний на рис. 3.

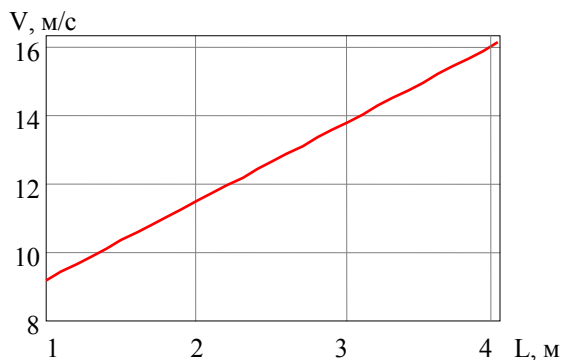


Рис. 3. Залежність швидкості покидання катапульти

2. Діаметр труби $d_s = 0,1 - 0,4$ м, довжини розгону $L = 4$ м, перевантаження $n_s = 15$.

Графік залежності швидкості покидання катапульти ЛА (1) від діаметру труби, м наведений на рис. 4.

3. Перевантаження $n_s = 3,0 - 14$, довжини розгону $L = 3,0$ м, діаметру труби $d_s = 0,25$ м.

Графік залежності швидкості покидання катапульти ЛА (1) від довжини розгону, м показаний на рис. 5.

Висновки

1. Представлена конструктивно-компонувальна схема одноступінчастого пневмоциліндра, яка дозволяє забезпечити необхідні параметри пуску літального апарату.

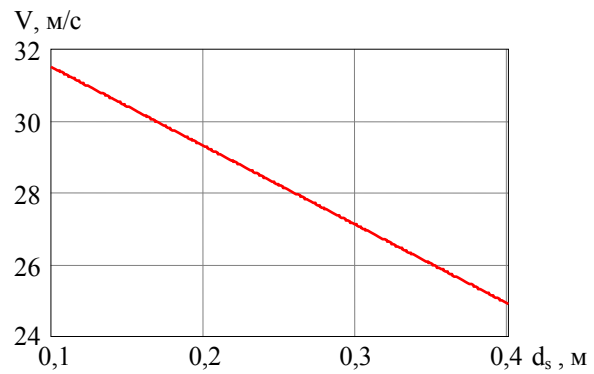


Рис. 4. Залежність швидкості покидання катапульти від діаметру труби при фіксованих значеннях максимального перевантаження і довжини розгону

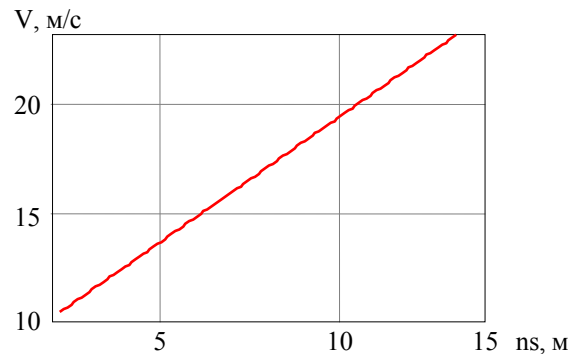


Рис. 5. Залежність швидкості покидання катапульти від максимального перевантаження при фіксованих значеннях діаметру труби і довжини розгону

2. З метою підвищення компактності облаштування пневмоциліндра він суміщений з ресивером у вигляді циліндричної ємності, що коаксіальна корпусу пневмоциліндра.

3. Розроблена математична модель газодинамічних процесів, що відбуваються при роботі пневмопривода.

4. Отримана регресійна модель залежності швидкості переміщення поршня (каретки) від довжини штока, діаметру труби і перевантаження отримана методом активного повного факторного експерименту дозволяє оптимізувати параметри катапульти.

5. Збільшення швидкості каретки катапульти досягається збільшенням початкового перевантаження і довжини штока.

6. Для створення необхідного тиску в пневмоциліндрі можливо застосовувати малопотужний компресор (наприклад, автомобільний для накачування шин).

7. Приведення каретки в початкове положення робиться шляхом подачі в камеру протитиску пневмоциліндра повітря і його дроселювання з камери прямого тиску.

8. Безударна зупинка ступені здійснюється шляхом створення відповідних параметрів дроселювання повітря з камери протитиску.

Список літератури

1. Наземное пусковое устройство беспилотного летательного аппарата с инерционным приводом / В.Ф.Греков, А.Б.Куренко, А.А.Пьянков, Ю.А.Ткаченко // Системи озброєння і військова техніка : науковий журнал. – 2013. – № 1. – С. 62-65.
2. Наземное пусковое устройство беспилотного летательного аппарата с пневмоприводом / В.Ф.Греков, А.Б.Куренко, А.А.Пьянков, Ю.А.Ткаченко // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2013. – № 3. – С. 40-43.
3. Агафонов Ю.М. Порівняльний аналіз різних схем польоту літальних апаратів до нерухомих цілей / Ю.М. Агафонов, О.О. Журавльов // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України: науково-технічний журнал. – 2009. – № 1(1). – С. 105-108.
4. Герасимов С.В. Розробка та дослідження адаптивного методу синтезу параметрів контуру коригування системи управління / С.В. Герасимов // Системи обробки інформації: збірник наукових праць. – Х. ХУПС, 2014. – № 4(120). – С. 3-6.
5. Герасимов С.В. Дослідження високоточних систем навігації літальних апаратів за наземними орієнтирами / С.В. Герасимов, А.М. Гричанюк, О.О. Журавльов // Збірник наукових праць Харківського національного університету Повітряних Сил. – Х. ХУПС, 2017. – № 5(54). – С. 48-53.
6. Агафонов Ю.М. Шляхи підвищення точності пусків реактивних снарядів комплексів повітряного та наземного базування / Ю.М. Агафонов, О.М.Гричанюк, О.О. Журавльов, Ю.А. Ткаченко // Системи озброєння і військова техніка. – 2015. – № 4. – С. 3-6.
7. Журавлев А.А. Методический подход к обоснованию допустимой погрешности определения координат объекта поражения при проектировании разведывательно-ударного комплекса / А.А. Журавлев, С.В. Орлов // Системи озброєння і військова техніка. – 2015. – № 4(44). – С. 15-17.
8. Журавлев А.А. Метод расчета прогнозируемой траектории аэробаллистического аппарата / А.А. Журавлев, С.В. Новиченко, С.В. Герасимов // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України: наук.-техн. ж. – 2014. – № 2. – С. 97-100.
9. Серeda В.А. Постановка задачи оптимизации наземных пусковых устройств [Электронный ресурс] / В.А. Серeda // Труды МАИ. – 25 ноября 2013. – № 70. – 10 с. – Режим доступа к материалу статьи: <http://www.trudymai.ru/upload/iblock/da4/da44b6e989bc23feb0249fa5eb9e537c.pdf>.
10. Серeda В.А. Оптимизация динамических характеристик катапульты с телескопическим приводом / В.А. Серeda // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ» – Х., 2012. – Вып. 2 (70). – С. 34-41.
11. Матялис А.П. Математическое моделирование и оптимизация производственных и технологических процессов : учебное пособие / А.П. Матялис; Томский политехнический университет. - Томск: Изд-во ТПУ, 1999. – 94 с.
12. Forrester A. Engineering design via surrogate modelling: a practical guide [Electronic resource] / Alexander Forrester, Andras Sobester, Andy Keane. – Chichester, UK, Wiley, 2008. – 228p. – available at: www.wiley.com/en-us/Engineering+Design+via+Surrogate+Modelling%3A+A+Practical+Guide-p-9780470060681.

References

1. Grekov, V.F., Kurenko, A.B., Pjankov, A.A. and Tkachenko, Y.A. (2013), "Nazemnoye puskovoye ustroystvo bespilnogo letatel'nogo apparata s inertsionnym privodom" [Land launching device of the unmanned aerial vehicle with the inertial drive], *Systems of Arms and Military Equipment*, No. 1, pp. 62-65.
2. Grekov, V.F., Kurenko, A.B., Pjankov, A.A. and Tkachenko, Y.A. (2013), "Nazemnoye puskovoye ustroystvo bespilnogo letatel'nogo apparata s pnevmoprivodom" [Land launching device of the unmanned aerial vehicle with the pneumatic drive], *Science and Technology of the Air Force of Ukraine*, No. 3, pp. 40-43.
3. Agafonov, J.N. and Zhuravlev, A.A. (2009), "Porivnyalnyy analiz riznykh skhem polotu litalnykh aparativ do nerukhomykh tsiley" [Comparative analysis of different aircrafts flight scheme to the stationary targets], *Science and Technology of the Air Force of Ukraine*, No. 1(1), pp. 105-108.
4. Gerasimov, S.V. (2014), "Rozrobka ta doslidzhennya adaptivnoho metodu syntezu parametriv konturu koryhuvannya systemy upravlinnya" [Development and research of adaptive method of synthesis of parameters to the contour of correction of system management], *Information Processing Systems*, No. 4(120), pp. 3-6.
5. Herasimov, S., Grichanyuk, A. and Zhuravlev, A. (2017), "Doslidzhennya vysokotochnykh system navihatsiyi litalnykh aparativ za nazemnyy oriyentyramy" [Research of high-speed navigation systems flying apparatus on ground orientateders], *Scientific Works of Kharkiv National Air Force University*, No. 5(54), pp. 48-53.
6. Agafonov, Y.N., Grichanjuk, A.M., Zhuravlev, A.A. and Tkachenko, Y.A., (2015), "Shlyakhy pidvyshchennya tochnosti puskiv reaktivnykh snaryadiv kompleksiv povitryanoho ta nazemnoho bazuvannya" [Ways of increase the accuracy of hit point for rockets complexes of air and land basing], *Systems of Arms and Military Equipment*, No. 4, pp. 3-6.
7. Zhuravlev, A.A. and Orlov, S.V. (2015), "Metodicheskiy podkhod k obosnovaniyu dopustimoy pogreshnosti opredeleniya koordinat ob'yekta porazheniya pri proyektirovani razvedyvatel'no-udarnogo kompleksa" [Methodical going near ground of permissible error of determination of coordinates of object of defeat at planning of reconnaissance-shock complex], *Systems of Arms and Military Equipment*, No. 4(44), pp. 15-17.
8. Zhuravlev, A.A., Novichenko, S.V. and Gerasimov, S.V. (2014), "Metod rascheta prognoziryuyemoy trayektorii aeroballisticheskogo apparata" [Method of calculation of the forecast trajectory airoballistic vehicle], *Science and Technology of the Air Force of Ukraine*, No. 2, pp. 97-100.
9. Sereda, V.A. (2013), "Postanovka zadachy optymyzatsyy nazemnykh puskovykh ustroystv" [Direction of problems of the ground launch devices optimization], *Trudy MAI* [Works of Moscow Aviation Institute], No. 70, 10 p.

10. Sereda, V.A. (2013), "Optimizatsiya dinamicheskikh kharakteristik nazemnoy katapul'ty s tsel'yu minimizatsii dliny napravlyayushchey"[Optimizing dynamic characteristics catapult ground to minimize the length of guide], *Scientific publication MSTU Bauman. Electronic scientific and technical journal Science and Education*, No. 7, pp. 185-198.

11. Matyalis, A.P. (1999), "Matematicheskoye modelirovaniye i optimizatsiya proizvodstvennykh i tekhnologicheskikh protsessov" [*Mathematical modeling and optimization of production and technological processes*], Tomskiy politekhnicheskii universitet, Tomsk, 94 p.

12. Forrester, Alexander, Sobester, Andras and Keane, Andy (2008), *Engineering design via surrogate modelling: a practical guide* Chichester, UK, Wiley, 228 p., available at : www.wiley.com/en-us/Engineering+Design+via+Surrogate+Modelling%3A+A+Practical+Guide-p-9780470060681.

Надійшла до редколегії 22.01.2018

Схвалена до друку 20.02.2018

Відомості про авторів:

Греков Володимир Пилипович

кандидат технічних наук доцент
старший науковий співробітник
Харківського національного університету
Повітряних Сил імені І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0002-2322-2015>
e-mail: grekov.vf@gmail.com

Ткаченко Юрій Анатолійович

кандидат технічних наук
старший науковий співробітник
Харківського національного університету
Повітряних Сил імені І. Кожедуба,
Харків, Україна
<https://orcid.org/0000-0001-7904-4062>
e-mail: tkachenko.ya@gmail.com

Information about the authors:

Vladimir Grekov

Candidate of Technical Sciences Associate Professor
Senior Research Associate
of Ivan Kozhedub
Kharkiv National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0002-2322-2015>
e-mail: grekov.vf@gmail.com

Yuri Tkachenko

Candidate of Technical Sciences
Senior Research Associate
of Ivan Kozhedub
Kharkiv National Air Force University,
Kharkiv, Ukraine
<https://orcid.org/0000-0001-7904-4062>
e-mail: tkachenko.ya@gmail.com

РАСЧЕТ ОДНОСТУПЕНЧАТОГО ПНЕВМАТИЧЕСКОГО ЦИЛИНДРА СО ВСТРОЕННЫМ РЕСИВЕРОМ В КАЧЕСТВЕ ПРИВОДА НАЗЕМНОЙ КАТАПУЛЬТЫ

В.Ф. Греков, Ю.А. Ткаченко

В статье предложена конструктивно-компоновочная схема привода мобильной наземной катапульти - одноступенчатого пневмоцилиндра со встроенным ресивером для повышения его компактности. Разработана математическая модель газодинамических процессов, происходящих при работе пневмопривода. На основе модели методом полного факторного эксперимента получено уравнение регрессии, связывающее скорость выдвижения поршня пневмоцилиндра с его диаметром, длиной и продольной перегрузкой, позволяющее производить анализ параметров работы катапульти. Приведенный подход к определению параметров катапульти с приводом в виде одноступенчатого пневмоцилиндра может быть использован при его проектировании.

Ключевые слова: катапульта, пневмоцилиндр, скорость, ускорение, перегрузка.

CALCULATION OF A SINGLE-STAGE PNEUMATIC CYLINDER WITH A BUILT-IN RECEIVER AS A GROUND-BASED DRIVE DRIVE

V. Grekov, Yu. Tkachenko

Drives of catapults are developed on base of various physical principles - the accumulation of the potential energy of the elastic elements, the untwisted flywheel, the compressed gas and others. Drives of catapults are devices of pulse action to which has demands determined by restriction of the maximum permissible overload. Performance of these conditions leads to choice of the design-layout of a catapult and its parameters. The gas power cylinder is applied to the transformation of its internal energy to the kinetic as an energy source of the offered drive of a catapult. The problem of mathematical apparatus development for the catapult parameters analysis, which provides necessary requirements to its work, is actual. In an article the design-layout of a single-stage pneumocylinder with built-in receiver is considered. The mathematical model of gas-dynamic processes that occur at work of a pneumodrive is developed. We received the analysis of catapult drives parameters on the full factorial experiment design basis. Due to small quantities of the criteria's of dynamic similarity design managed to cover the whole area of the existence of pneumatic catapults with a built-in receiver. This method allows define the aerial vehicle velocity and its overload at end of catapult without using complex computational software for catapult design and large numbers of simulations. The considered approach to the definition of catapult parameters with a single-stage pneumocylinder drives possible use when the aerial vehicle catapults design is performed.

Keywords: catapult, pneumocylinder, speed, acceleration, overload.