

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЕРЕГРУЗОК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ ЕГО НАЗЕМНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

к.т.н. Ю.А. Олейник, А.А. Остренко, В.Ф. Слободянюк, И.Г. Жураховский
(представил проф. В.А. Прокопов)

Предлагается новый подход к определению перегрузок летательного аппарата при его наземной эксплуатации на подъемно-транспортном оборудовании.

Под летательным аппаратом (ЛА) будем понимать ракету, самолет, вертолет, беспилотный летательный аппарат.

Постановка задачи. При создании ЛА военного назначения, к нему предъявляются боевые эксплуатационные требования. Для выполнения ЛА возложенных на него боевых задач, необходимо произвести следующие наземные операции: транспортировку ЛА на стартовую (пусковую) позицию; подъем ЛА в стартовое (пусковое) положение (для ракеты, беспилотного ЛА, самолета или вертолета, базирующихся на корабле). При эксплуатации ЛА на подъемно-транспортном оборудовании возникают перегрузки ЛА и его элементов, которые не должны превышать допустимых значений, иначе ЛА и его элементы могут разрушиться и запуск будет невозможным. Обычно определяют перегрузку ЛА как элемента, а не как системы, что не учитывает специфику конструкции ЛА. Для рассмотрения ЛА как системы при эксплуатации ЛА на подъемно-транспортном оборудовании требуется разработать правила определения перегрузки не только ЛА, но и его элементов.

Цель статьи. Разработать правила определения перегрузок ЛА и его элементов ЛА на подъемно-транспортном оборудовании, позволяющие безопасно эксплуатировать ЛА до его запуска (непосредственного применения).

Основная часть. *Элемент* – это объект, составные части которого не рассматриваются. Можно сказать, что *элемент* – это объект, который рассматривается как единое целое, а не как составное. Если определяются параметры ЛА, в частности перегрузка ЛА, и он рассматривается как элемент, а не как система, то это упрощает решаемую задачу.

Перегрузка элемента n (рис. 1) – это векторная величина, показывающая, во сколько раз модуль суммы внешних сил $|\mathbf{P}_\Sigma|$, действующих на элемент в рассматриваемом (заданном) направлении, больше веса элемента $P_{эл}$ [1]. Математически это можно записать как $n = |\mathbf{P}_\Sigma|/P_{эл}$.

Если рассматривать вектор перегрузки элемента ЛА в системе координат, связанной с ЛА (рис. 1), где ось Ox совпадает с осью симметрии ЛА и $Ox \perp Oy \perp Oz$, то вектор n имеет три составляющих – проекции на каждую ось: n_x , n_y , n_z .

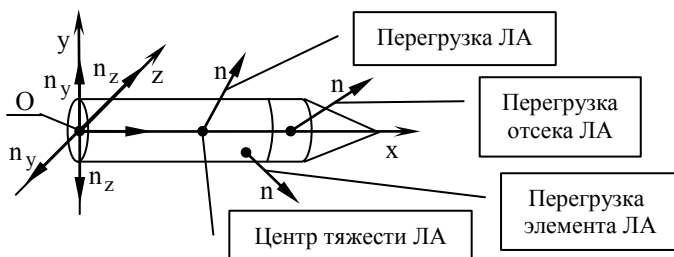


Рис. 1. Вектор и проекции вектора перегрузки ЛА и элементов ЛА

При определении перегрузки учитывается модуль суммы внешних сил (составляющих сил) для удобства, чтобы скалярные величины n и ее проекций n_x , n_y , n_z были больше нуля независимо от выбора системы координат. Для ЛА, как для элемента, задаются допустимые значения перегрузки $[n]$ и ее составляющих: $[n_x]$, $[n_y]$, $[n_z]$. Но элементы ЛА в процессе эксплуатации имеют различные значения перегрузки, поэтому необходимо задавать допустимые значения перегрузки для наиболее важных элементов ЛА, в первую очередь учитываемых при разработке и исследовании эксплуатации ЛА. Так как количество всех элементов ЛА большое, то наиболее рациональным является рассмотрение наиболее значимых элементов.

Наибольший элемент ЛА – это отсек ЛА. Пример графического задания $[n_y]$ показан на рис. 2.

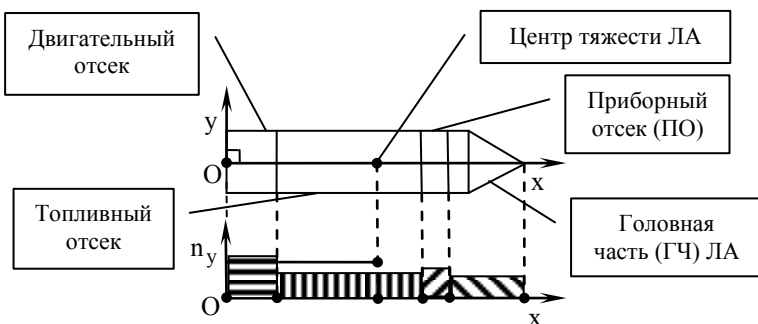


Рис. 2. График n_y для примера ЛА и отсеков ЛА

Возможно, наряду с отсеками ЛА, рассматривать крылья, аэродинамические рули и другие значимые элементы ЛА. Каждый отсек, если рассмат-

ривать его как систему, содержит свои элементы. Наиболее важные элементы, не выдерживающие больших перегрузок, назовем критическими.

Пример табличного задания $[n_x]$, $[n_y]$, $[n_z]$ для отсеков и критических элементов ЛА показан в табл. 1.

Таблица 1

Табличное задание перегрузок для отсеков и критических элементов ЛА

Перегрузка	Центр тяжести ЛА	Двигательный отсек	Топливный отсек	Приборный отсек	Головная часть ЛА	Критический элемент № 1	Критический элемент № 2
$[n_x]$	10	11	10	10	10	10	10
$[n_y]$	5	6	5	5	6	5	5
$[n_z]$	5	6	5	5	6	5	5

Для определения n_x , n_y , n_z необходимо знать координаты габаритов и центра тяжести элементов летательного аппарата в связанной с ЛА системе координат (табл. 2).

Таблица 2

Координаты габаритов и центра тяжести элементов ЛА

Координаты, м	Центр тяжести ЛА	Двигательный отсек и его центр тяжести	Топливный отсек и его центр тяжести	Приборный отсек и его центр тяжести	Головная часть ЛА и ее центр тяжести	Центр тяжести критического элемента № 1	Центр тяжести критического элемента № 2
x	6	[0; 2], 1,2	[2;8], 5	[8; 9,5], 9	[9,5; 11], 10	9,2	10,4
y	0	0	0	0	0	-0,3	0,1
z	0	0	0	0	0	0,2	0,1

Чтобы наглядно показать необходимость определения перегрузок не только всего летательного аппарата, но и, в первую очередь, его элементов, приведем практический пример.

На рис. 3 показана физическая модель подъема летательного аппарата на пусковой установке (ПУ) в плоскости хоу, которая является связанной с ПУ системой координат, где Оу перпендикулярна вектору силы тяжести ПУ [2]. Подъем летательного аппарата осуществляется на стреле с помощью домкрата [2]. Стрела закреплена на раме ПУ и вращается вокруг точки О при выдвигании домкрата (рис. 3).

Домкрат подъема стрелы с ракетой рассматривается как упругий, остальные элементы модели принимаются абсолютно твердыми.

При пренебрежении явлениями диссипации, максимальные ускорения элементов упругого домкрата равны ускорению свободного падения g (рис. 3) [3].

Угол подъема φ – это угол между осью симметрии летательного аппарата и осью Oy . Рассмотрим процесс подъема, когда $\varphi \leq 3^\circ$. Пренебрегая величиной φ (пусть $\varphi=0$) и принимая, что в начале подъема угол между осями симметрии домкрата и летательного аппарата равен $\pi/4$ ($\cos(\pi/4) \approx 0,7$), определим максимально возможные ускорения центра тяжести ЛА и центров тяжести некоторых элементов ЛА, вызываемые колебаниями упругого домкрата (рис. 3).

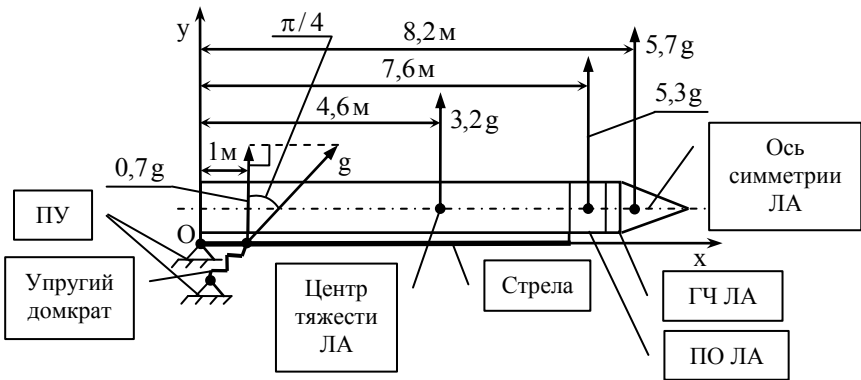


Рис. 3. Определение n_y ЛА и отсеков ЛА

Ускорения центра тяжести ЛА или элемента ЛА определяем из равенства углового ускорения всех элементов ЛА (рис. 3):

$$\frac{0,7g}{1} = \frac{a}{x_{\text{ЦТ}}}, \quad (1)$$

где a – ускорение центра тяжести ЛА или элемента ЛА, $\text{м}/\text{с}^2$; $x_{\text{ЦТ}}$ – расстояние от точки вращения O до центра тяжести элемента ЛА на оси Ox , м .

Для n_y элемента массой $m_{\text{эл}}$, с учетом (1), запишем

$$n_y = \frac{m_{\text{эл}} a}{m_{\text{эл}} g} = \frac{1}{g} a = \frac{1}{g} \frac{0,7g}{1} x_{\text{ЦТ}} = 0,7 x_{\text{ЦТ}}. \quad (2)$$

Из формулы (2) следует, что n_y элемента прямо пропорциональна расстоянию от точки вращения ракеты до центра тяжести элемента, а это расстояние может быть значительным. Если для рассматриваемого ЛА величина допустимой поперечной перегрузки $[n_y]=5$, то для ЛА $n_y = 3,2$ и неравенство $n_y \leq [n_y]$ выполняется. Для ПО $n_y = 5,3$, а для ГЧ $n_y = 5,7$ (рис. 3) и неравенство $n_y \leq [n_y]$ не выполняется, а значит, система подъема ЛА не удовлетворяет требованиям по эксплуатации летательного аппарата.

Основные результаты. Предлагаются новые правила определения перегрузок летательного аппарата при его эксплуатации на подъемно-транспортном оборудовании. Теоретически показано, что для безопасной эксплуатации ЛА на подъемно-транспортном оборудовании необходимо определять перегрузки не самого летательного аппарата, а его основных и критических элементов.

Выводы. Решена задача определения перегрузок летательного аппарата при его эксплуатации на подъемно-транспортном оборудовании, позволяющая более точно определять перегрузки, возникающие в ЛА как в системе, а не как в элементе.

ЛИТЕРАТУРА

1. Светлицкий В.А. Динамика старта летательных аппаратов. – М.: Наука. – 1986. – 280 с.
2. Олейник Ю.А., Прокопов В.А. К оценке параметров оптимального привода подъема летательного аппарата в стартовое положение // Системи обробки інформації. – Х.: Транспорт України. – 2001. – Вип. 4(10). – С. 51 – 54.
3. Тимошенко С.П. Колебания в инженерном деле. – М.: Гос. изд. физ.-мат. лит. – 1959. – 440 с.

Поступила 6.02.2004

ОЛЕЙНИК Юрий Анатоліевич, канд. техн. наук, преподаватель ХИ ВС. Окончил ХВУ в 1998 году. Область научных интересов – динамика технологического оборудования ракетных комплексов.

ОСТРЕНКО Андрей Александрович, окончил командно-штабной факультет ХВУ в 2001 году. Область научных интересов – динамика технологического оборудования ракетных комплексов.

СЛОБОДЯНЮК Вячеслав Федорович, младший научный сотрудник. Окончил адъюнктуру ХВУ в 2003 году. Область научных интересов – динамика технологического оборудования ракетных комплексов.

ЖУРАХОВСКИЙ Игорь Георгиевич, научный сотрудник. Окончил командно-штабной факультет ХВУ в 2001 году. Область научных интересов – динамика технологического оборудования ракетных комплексов.