

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ОТДЕЛЕНИЯ АВИАЦИОННЫХ РАКЕТ ПРИ НАЗЕМНОЙ ОТРАБОТКЕ АВИАЦИОННЫХ КАТАПУЛЬТНЫХ УСТРОЙСТВ

ПРАВИДЛО Михаил Натанович, профессор Московского авиационного института (государственного технического университета), д.т.н.
Тел. 8(499) 740-85-96

PRAVIDLO Mikhail N., D. Sci., He is professor at the Moscow Aviation Institute (State Technical University).
Tel. 8(499) 740-85-96

ДАНЕКО Александр Иванович, заместитель заведующего кафедрой Московского авиационного института (государственного технического университета), доцент.
Тел. 8(499) 158-46-02

DANEKO Alexander I., He is associate professor at the Moscow Aviation Institute (State Technical University).
Tel. 8(499) 158-46-02

В статье рассмотрены методики проведения стендовых (наземных) испытаний авиационных катапультирующих устройств и обработки их результатов, позволяющие с большой точностью получать необходимые параметры и характеристики для корректировки математических моделей указанных устройств.

In this article are discussed methods of conducting test bench (ground) testing of aviation ejection launchers and experimental data evaluation, allowing getting required parameters with greater precision for required parameters and characteristics for correcting mathematical models of these units.

Ключевые слова: самолет-носитель, авиационная управляемая ракета, математическое моделирование динамики отделения, авиационное катапультирующее устройство, параметры отделения, стендовые испытания, высокочастотные датчики перегрузок.

Key words: aircraft-carrier, aviation guided missile, mathematical modeling of separation dynamics, aviation ejection launcher, separation parameters, test bench (ground) testing, high-frequency g-load sensors.

Введение

В современных экономических условиях эффективность отработки авиационных средств поражения во многом определяется фактором стоимости проведения их летных испытаний. Поэтому задача минимизации объема летных испытаний, проводящихся для оценки безопасности пуска с самолетов-носителей (СН) авиационных управляемых ракет (АУР), весьма актуальна, и решать ее целесообразно в основном за счет использования результатов математического моделирования динамики отделения АУР. При этом возрастает роль методов оценки проведения и обработки получаемых экспериментальных материалов, поскольку от этого во многом зависят объем и достоверность результатов, используемых в дальнейшем для корректировки математических моделей с целью достижения адекватности описываемым ими реальных процессов.

Как показала практика отработки наиболее сложного вида пуска АУР — принудительного старта с помощью авиационных катапультирующих устройств (АКУ), в качестве основных показателей достоверности математического моделирования динамики отделения АУР, а также параметров и характеристик, определяющих основные исходные данные для проведения моделирования, могут быть приняты:

— параметры отделения АУР от АКУ (иначе — начальные условия полета АУР относительно СН). Для их использования с целью корректировки математической модели АКУ необходимо получить данные по результатам наземных сбросов макета АУР с АКУ, установленного на специальном стенде;

— траектория полета АУР относительно СН и характеристики аэродинамической интерференции СН и АУР по результатам летных экспериментов.

Основными параметрами отделения АУР, определяющими безопасность пуска АУР с СН, являются

ся приобретаемые АУР в момент t^k ее отделения от АКУ:

- угловая скорость ω_z^k вращения АУР по тангажу;
- скорость V_y^k центра масс (ЦМ) АУР в направлении вертикальной оси связанной системой координат СН;
- угол тангажа ϑ^k АУР.

Указанные параметры определяются как параметры движения АУР относительно СН.

В состав измеряемой на АУР текущей величины $\omega_z(t)$ входит также локальная составляющая

$$-\frac{\partial^2 w}{\partial \xi \cdot dt}$$

от изгиба АУР как упругой балки, где $w(\xi, t)$ — функция ее прогиба от координаты ξ сечения АУР, в котором определяется локальная составляющая, и от времени процесса t . Это обстоятельство предъявляет особые требования к точности её измерения и получению достоверных экспериментальных данных.

Получившее широкое распространение при стендовых (наземных) испытаниях АКУ применение гироскопических датчиков, например датчика ДУС-60М, для измерения широкополосного процесса в этом смысле является не вполне оправданным. Из рассмотрения его частотных характеристик следует, что датчиком ДУС-60М можно уверенно пользоваться для измерения процессов, происходящих с частотой не более 10 Гц. При измерении более высокочастотных процессов датчик будет вносить существенные искажения, как по фазе, так и по амплитуде колебаний.

Методика определения параметров отделения

С учетом вышеизложенного предлагается методика проведения стендовых испытаний АКУ и анализа их результатов, базирующаяся на определении параметров движения АУР в процессе катапультирования (параметров катапультирования) и параметров отделения АУР $\omega_z^k, V_y^k, \vartheta^k$ (параметров катапультирования в момент t^k) путем измерения виброперегрузок $n_y(t)$ с помощью высокочастотных датчиков перегрузок, устанавливаемых на стыках блоков АУР. При этом датчики должны устанавливаться таким образом, чтобы их чувствительные оси были направлены вдоль оси АУР и по нормали к ней. Для получения интересующих нас параметров катапультирования из записанных процессов $n_y(t)$ должны быть отфильтрованы высокочастотные составляющие (выше 250 Гц).

В качестве акселерометра использовались пьезокристаллические датчики, позволяющие измерять перегрузки от $n_y = 0,01$ до $n_y = 500$ в диапазоне частот 5—8,5 Гц. Использование датчиков указанного типа позволяет говорить о нетрадиционности описываемой в настоящей статье методики

Аналоговые сигналы с датчиков, преобразованные в цифровую форму, подлежат обработке на вычислительной машине по специальным программам, которые позволяют получать реализации анализируемого процесса, включающего в себя только составляющие из заданного диапазона частот.

Для определения вертикальной скорости $V_y(t)$ в центре масс АУР и угловой скорости $\omega_z(t)$ требуется знание перегрузок $n_y(t)$ в направлении вертикальной оси $YAУР$ в двух точках, расположенных по обе стороны от ЦМ АУР согласно рис. 1. Датчики устанавливаются в точках 1 и 2 на корпусе АУР с координатами x_1, x_2 соответственно. Перегрузки в этих точках будем обозначать соответственно n_{y1} и n_{y2} .

Выражение для линейного перемещения ЦМ y_c и угла ϑ между осью АУР и горизонталью через перемещения y_1 и y_2 точек 1 и 2 имеет вид

$$y_c = \beta y_1 + (1 - \beta) y_2, \tag{1}$$

где в качестве коэффициента β принимается соотношение

$$\beta = \frac{l_{1c}}{l_{12}}.$$

Угол ϑ с учётом его малости может быть выражен (в радианах) как

$$\vartheta \approx \frac{y_1 - y_2}{l_{12}}. \tag{2}$$

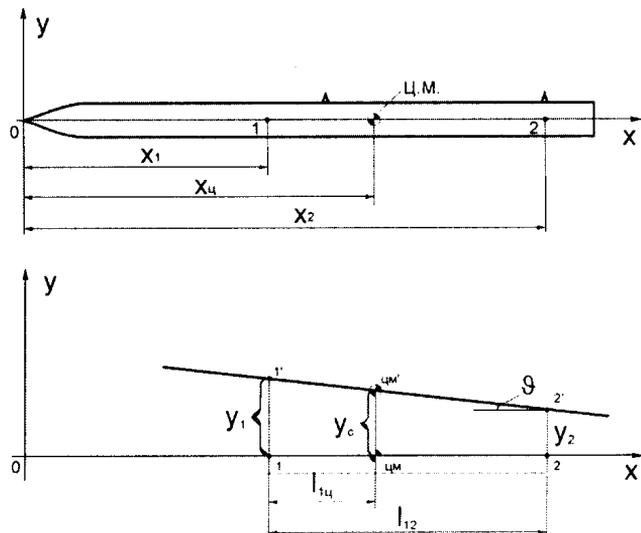


Рис. 1. Схема измерений

При этом изгибная составляющая угла ϑ осредняется из-за замены хордой участка кривой между точками 1 и 2, где l_{12} , расстояние между точками 1 и 2, а $l_{1ц}$ — расстояние от точки 1 до ЦМ АУР.

После дифференцирования зависимостей (1), (2) по времени и использования связи между нагрузкой и ускорением в i -й точке установки датчиков ($i = 1, 2$)

$$n_{yi}(t) = \frac{\ddot{y}_i(t)}{g} + 1$$

выразим линейное ускорение в ЦМ \ddot{y}_c и ее угловое ускорение $\ddot{\vartheta}$ через перегрузки n_{y1} , n_{y2} в точках 1 и 2:

$$\ddot{y}_c(t) = [\beta n_{y1}(t) + (1 - \beta)n_{y2}(t) - 1]g; \quad (3)$$

$$\ddot{\vartheta}(t) = \varepsilon_z(t) = (n_{y1}(t) - n_{y2}(t))\frac{g}{l_{12}}. \quad (4)$$

Значения V_y и ω_z получают путем численного интегрирования зависимостей (3), (4) на интервале от $t = 0$ (начало катапультирования) до текущего момента времени t ($t \leq t^k$):

$$V_y(t) = \int_0^t [\beta n_{y1}(t) + (1 - \beta)n_{y2}(t)]g dt - gt; \quad (5)$$

$$\omega_z(t) = \frac{g}{l_{12}} \int_0^t [n_{y1}(t) - n_{y2}(t)] dt; \quad (6)$$

$$\vartheta(t) = \int_0^t \omega_z(t) dt. \quad (7)$$

Поскольку перегрузки n_{y1} , n_{y2} задаются своими дискретными значениями при $t = t_i$ с шагом Δt , то интегралы (5), (6) и (7) вычислялись методом трапеций с помощью рекуррентных соотношений:

$$V_y(0) = 0; \quad \omega_z(0) = 0; \quad \vartheta(0) = 0;$$

$$V_y(t_i) \approx V_y(t_{i-1}) + \frac{g}{2} \{ [n_{y1}(t_{i-1}) + n_{y1}(t_i)]g \Delta t - t_i \}; \quad (8)$$

$$\omega_z(t_i) = \omega_z(t_{i-1}) + \frac{1}{2} [\varepsilon_z(t_{i-1}) + \varepsilon_z(t_i)] \Delta t;$$

$$\vartheta(t_i) = \vartheta(t_{i-1}) + \frac{1}{2} [\omega_z(t_{i-1}) + \omega_z(t_i)] \Delta t.$$

Операции по предварительной обработке записанных в числовой форме сигналов от датчиков сводились к пропуску их через численный фильтр с $f_{max} \sim 200 \div 250$ Гц.

Методика определения параметров катапультирования была опробована при сбросах АУР с авиационного катапультного устройства, установленного на периферийной точке подвески крыла СН типа Миг-29. Само крыло закреплялось на силовом стенде.

Процессы изменения $n_{y1}(t)$ и $n_{y2}(t)$ записывались с полосой пропускания 0—200 Гц.

Полученная по формуле (5) зависимость $V_y(t)$ представлена на рис. 2. Маркером обозначена величина параметра отделения — скорости ЦМ АУР V_y^k .

Процесс изменения угловой скорости $\omega_z(t)$ АУР по тангажу, полученный методом обработки записей процессов $n_{y1}(t)$ и $n_{y2}(t)$ с помощью алгоритма 8, представлен на рис. 3 сплошной жирной линией. Здесь же штрих-пунктирной линией нанесена действительная осциллограмма, записанная с помо-

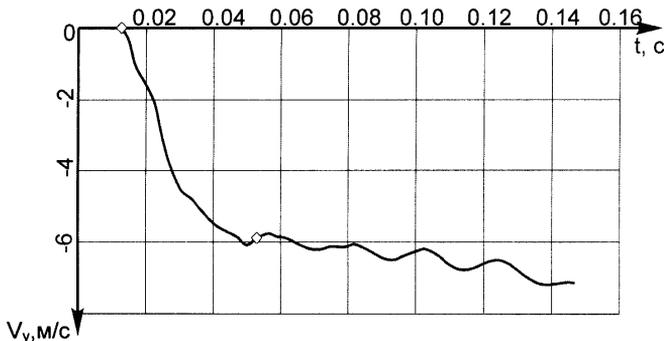


Рис. 2. Линейная скорость АУР при катапультировании на стенде

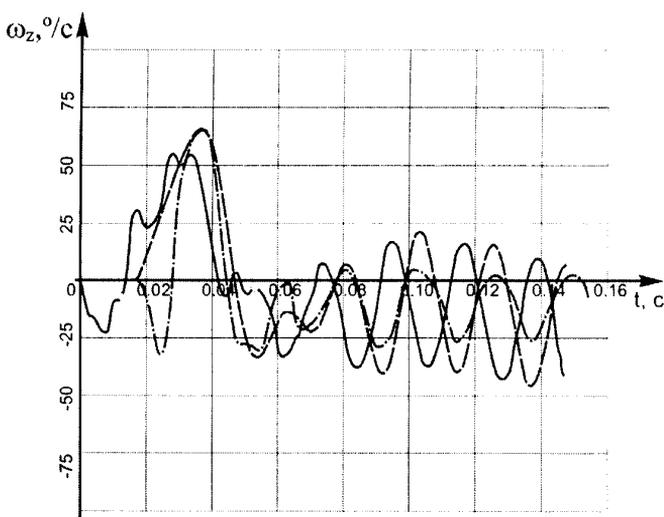


Рис. 3. Угловая скорость АУР при катапультировании на стенде

щью низкочастотного гироскопического датчика ДУС-60М, установленного в центре тяжести АУР.

Запись показаний гироскопического датчика проводилась с целью подтверждения адекватности результатов испытаний, получаемых по вышеописанной методике, реальным процессам изменения

$\omega_z(t)$. Для этого моделировалось прохождение процесса $\omega_z(t)$, полученного в результате обработки по алгоритму (8) записи перегрузок, через измерительный тракт гироскопического датчика.

Результат моделирования прохождения зависимости $\omega_z(t)$ через измерительный тракт прибора ДУС-60М, моделируемый простым колебательным звеном с известной амплитудно-частотной характеристикой, представлен на рис. 3 штриховой линией

Отметим, что результаты моделирования показаний датчика ДУС-60М хорошо согласуются с действительными его показаниями (по максимальному значению на участке разгона АУР и по фазе $\omega_z^{ИЗМ}(t)$ до и после отделения АУР совпадение практически полное).

В то же время здесь хорошо видно, что при прохождении процесса $\omega_z(t)$ через ДУС-60М процесс $\omega_z^{ИЗМ}(t)$ на выходе (т.е. показания гироскопического датчика) может существенно отличаться от процесса на входе (реального изменения ω_z). На рис. 3 это различие, в основном, проявляется в сдвиге по фазе. Так, на участке свободного падения (после отделения), где АУР совершает колебания с собственной частотой $f \sim 45$ Гц, этот сдвиг достигает $\sim 140^\circ$, что подтверждается фазово-частотной характеристикой ДУС-60М. Амплитуда колебаний $\omega_z(t)$, как следует из амплитудно-частотных характеристик ДУС-60М, будет завышаться ДУС-60М при характерных частотах изменения $\omega_z(t)$ в диапазоне 10—45 Гц и занижаться при $f > 45$ Гц.

На частоте свободных колебаний АУР $f_0 \sim 45$ Гц коэффициент усиления гироскопического датчика весьма близок к единице. Поскольку, несмотря на различие в фазе и, в общем случае, в амплитудах $\omega_z(t)$, среднее значение ω_z , вокруг которого после отделения АУР происходят свободные упругие колебания балочного типа, практически одинаково для результатов измерений (-12%) и для истинного процесса ($-12,5\%$).

Из анализа результатов следует, что при определении параметров катапультирования методом обработки акселерограмм в составе последних следует учитывать частоты не выше 250 Гц, отфильтровывая более высокие гармоники.

Результаты, полученные с использованием разработанной методики наземной отработки короткоходового АКУ, были подтверждены летными испытаниями. В качестве примера на рис. 4 показаны полученные при летных испытаниях (кривая 1) и при наземных испытаниях (кривая 2) на крыле зависимости $\omega_z(t)$, хорошо совпадающие друг с другом.

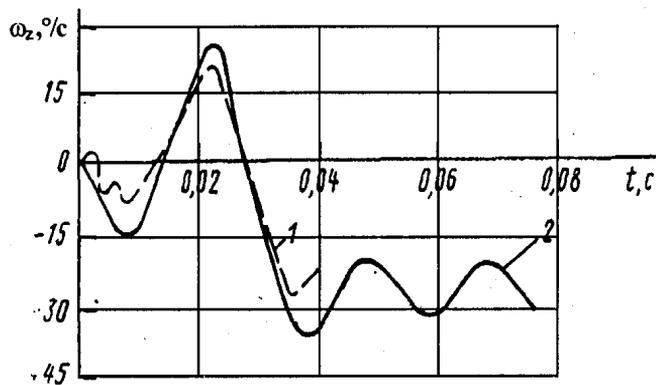


Рис. 4. Результаты испытаний

Выводы

1. Предложена и отработана нетрадиционная методика определения параметров катапультирования ω_z, V_y с помощью обработки показаний двух пьезоэлектрических виброакселерометров, располагающихся по разные стороны от ЦМ АУР, которая позволяет более точно (избегая существенного сдвига по фазе) определять параметры катапультирования ω_z , чем с помощью низкочастотного гироскопического датчика.

2. Достоверность результатов обработки материалов стендовых испытаний с использованием разработанных методик подтверждается их хорошим согласием с результатами летных испытаний.

Библиографический список

1. Правидло М.Н., Ватолин В.В., Пресняков В.М. и др. Создание и моделирование систем для безопасного старта авиационных управляемых ракет // Авиакосмическая техника и технология. 2002. №4. С. 48—58.
2. Правидло М.Н., Ватолин В.В., Пресняков В.М. и др. Развитие систем старта авиационных управляемых ракет // Полет. 2002. №12. С. 4—9.