

УДК 623.451.8.054.93

## **Методика идентификации характеристик аэродинамической интерференции при анализе материалов летных испытаний**

М.Н. Правидло

### **Аннотация**

В статье рассмотрена методика обработки результатов летных испытаний, позволяющая идентифицировать характеристики аэродинамической интерференции самолета-носителя и ракеты для корректировки математической модели аэродинамики ракеты при ее отделении.

### **Ключевые слова**

Система старта, авиационная управляемая ракета, самолет-носитель, аэродинамическая интерференция, авиационное катапультное устройство, фильтрация телеметрических записей, решение «обратной» задачи.

### **Введение**

При анализе и выработке оценки результатов летных испытаний систем старта авиационных управляемых ракет (АУР) чрезвычайно важно располагать методикой идентификации реальных характеристик аэродинамической интерференции самолета-носителя (СН) и АУР, а также методикой определения реально реализованных параметров отделения АУР от авиационных катапультных устройств (АКУ) и параметров траектории пространственного движения АУР в окрестности СН. Это позволяет проводить корректировку математических моделей с целью получения, при дальнейшем уточненном моделировании, адекватных результатов для обоснования принятия технических решений в процессе отработки системы старта, включая решение по АКУ. Например, в случае невыполнения требуемого диапазона изменений параметров отделения, или при выявленной необходимости изменения этого диапазона.

Необходимость в такой корректировке вызвана тем, что вследствие различных сложностей проведения интерференционных исследований в аэродинамической трубе (АДТ) погрешности в

определении коэффициентов аэродинамической интерференции по сравнению с полученными по результатам анализа летных испытаний составляют 20%...50% – особенно при малых значениях угла  $\alpha_n$  атаки СН в диапазоне его скорости  $M = 0,8...2,35$  и больших  $\alpha_n$  при  $M \leq 0,6$ . Сложности в получении по результатам трубного эксперимента достоверных интерференционных характеристик связаны со следующими обстоятельствами:

- ограниченные размеры рабочей части АДТ, что вынуждает исследовать интерференционное влияние моделей СН и АУР малого 1:9 ... 1:12 масштаба изготовления;
- наличие упругих составляющих перемещений моделей, вызванных деформацией модели СН и стенда задания положения модели АУР;
- несоответствие между жесткостями СН и его модели;
- несоответствие между числами  $Re$  в натурном и трубном процессах;
- отсутствие струи двигателя АУР при продувках в АДТ.

Решение задачи определения в летном эксперименте параметров отделения, а также координат относительной траектории АУР и ее углового положения в каждой точке этой траектории представляется тривиальной. Она сводится к замене значений абсолютных скоростей и перегрузок в функциональных блоках NOO (блок расчета пространственного движения СН) и RCU (блок расчета пространственного движения АУР) разработанной комплексной математической модели сквозного движения АУР относительно СН [1], задаваемых (перегрузки в блоке NOO) или получаемых в результате решения дифференциальных уравнений, на цифровые массивы значений перегрузок и скоростей, полученные в реальном масштабе времени путем регистрации измерений установленных на борту СН и АУР датчиков перегрузок и угловых скоростей.

Таким образом, комплексная модель сквозного движения АУР может быть использована для получения по результатам летных испытаний реальных значений параметров отделения АУР и параметров ее относительной траектории.

#### Методика идентификации

Суммарные аэродинамические моменты можно определить, используя обычную систему уравнений вращательного движения АУР (имеющего две плоскости симметрии) относительно ее центра масс (Ц.М.) [2]:

$$\begin{aligned}
 J_x \dot{\omega}_x &= -M_x^{\omega_x} \omega_x + M_x \\
 J_z \dot{\omega}_y + (J_x - J_z) \omega_x \omega_z &= -M_y^{\omega_y} \omega_y + M_y \\
 J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x) \omega_x \omega_y &= -M_z^{\omega_z} \omega_z + M_z
 \end{aligned}
 \tag{9}$$

При написании этой системы приняты обычные в литературе по динамике полета обозначения, а также принималось, что  $J_y = J_z$ .

В качестве суммарных аэродинамических моментов, подлежащих определению, будем рассматривать величины  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$ .

Из телеметрических записей сигналов датчиков угловых скоростей (ДУС) имеем измерение угловых скоростей корпуса  $\omega_x T$ ,  $\omega_y T$ ,  $\omega_z T$ . В диапазоне частот, достаточном для исследования динамики АУР как твердого тела, можно пренебрегать инерционностью ДУСов, а более высокочастотные составляющие сигналов будем, как показано ниже, подавлять при фильтрации. После численного дифференцирования фильтрованных сигналов  $\omega_x \Phi$ ,  $\omega_y \Phi$ ,  $\omega_z \Phi$  получим соответствующие производные. Далее величины  $\omega_x \Phi$ ,  $\omega_y \Phi$ ,  $\omega_z \Phi$  и их производные подставим вместо соответствующих величин в уравнения (9), разрешенные относительно искомых величин  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$ . С учетом того, что моменты инерции  $J_x(t)$ ,  $J_z(t)$  известны, а также известны все величины, необходимые для определения производных демпфирующих моментов  $M_x \omega_x$ ,  $M_y \omega_y$ ,  $M_z \omega_z$  (скоростной напор берется из телеметрии, а производные  $m_x \omega_x$ ,  $m_y \omega_y$ ,  $m_z \omega_z$  по результатам аэродинамических расчетов), определяются  $M_x$ ,  $M_y$ ,  $M_z$ .

Описанную методику часто называют решением «обратной» задачи, имея в виду, что обычное прямое использование системы дифференциальных уравнений (9) заключается в отыскании неизвестных  $\omega_x$ ,  $\omega_y$ ,  $\omega_z$  при заданных правых частях, тогда как в данном случае по полученным в результате измерений значениям неизвестных определяются правые части.

Суммарные аэродинамические силы определяются непосредственно из телеметрических записей перегрузок:

$$Y_{\Sigma} = n_y \phi G, \quad Z_{\Sigma} = n_z \phi G,$$

где  $n_y \phi$ ,  $n_z \phi$  – телеметрические записи сигналов ДЛУ после фильтрации, выделившей составляющие в диапазоне частот колебаний АУР как твердого тела;

$G$  – вес изделия.

Сила  $X_{\Sigma}$  не определяется, т. к. обычно интерференционной добавкой  $S_{\text{хинт}}$  пренебрегают.

Общая блок-схема задачи для определения сил и моментов интерференции по результатам натурных работ представлена на рис. 1. Здесь функциональный блок RCM (блок расчета аэродинамических характеристик изолированной АУР) идентичен блоку RCM комплексной модели сквозного движения АУР [1].

Важнейшей процедурой при использовании вышеприведенной методики является процедура фильтрации телеметрической записи сигналов  $\omega_x T$ ,  $\omega_y T$ ,  $\omega_z T$ ,  $n_y T$ ,  $n_z T$ . Указанные сигналы могут содержать высокочастотные составляющие неаэродинамической природы, вызванные упругими свойствами АУР. Так в процессе катапультирования АУР испытывает

практически удар, вызывающий изгибные упругие колебания 1-го тона, которые затухают в течение  $\sim 0,5$  сек после отделения. Поэтому графики сигналов  $\omega_{yT}$ ,  $\omega_{zT}$ ,  $\omega_{yT}$ ,  $\omega_{zT}$  содержат высокочастотную составляющую на частоте 1-го тона изгиба ( $\sim 40$  Гц). Этим обстоятельством вызвана необходимость пропустить эти сигналы через фильтр низких частот. В процессе решения рассматриваемой задачи был разработан алгоритм такого фильтра, особенно удобный, когда в высокочастотной помехе преобладает какая-то одна частота.

Преимуществом разработанного алгоритма является то, что при фильтрации исходной записи исключается ее искажение в области низких частот.

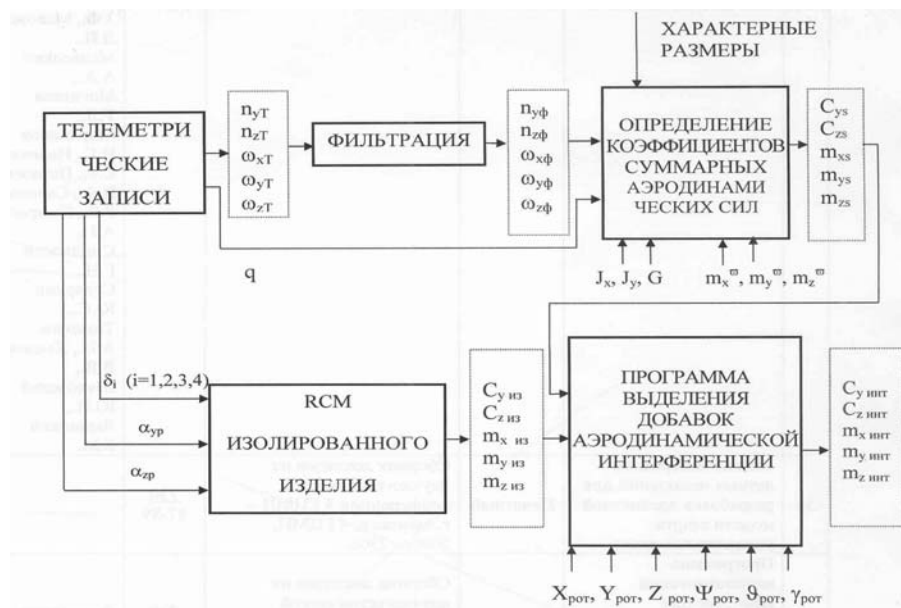


Рис. 1. Общая блок-схема программы идентификации сил и моментов аэродинамической интерференции

Следует отметить, что идентифицированные по настоящей методике характеристики аэродинамической интерференции представляются в табличном или графическом виде в реальном масштабе времени. При определении по данной методике координат вектора  $\bar{X}_{рот}$  положения Ц.М. АУР относительно СН искомые интерференционные характеристики представляются в виде их зависимостей от координат  $x_{рот}$ ,  $y_{рот}$ ,  $z_{рот}$  этого вектора.

Разработанные методики обработки экспериментально полученных массивов параметров движения СН и АУР позволяют получать достоверную оценку безопасности отделения.

Отмеченное особенно важно в случае получения нерасчетных результатов испытания для понимания причины явления с целью принятия обоснованных технических решений.

На рис. 2 (кривая 1) представлен график  $\omega_z(t)$  расходящегося переходного процесса движения АУР по крену, имевший место в летном испытании с момента отделения АУР при ее старте с АКУс подкрыльевой точки подвески СН типа Су-27 на сверхзвуковом режиме его полета.

Результат обработки телеметрической информации датчиков движения СН и АУР по методике идентификации характеристик интерференции представлен на рис. 3 (кривая 1) в виде зависимости коэффициента интерференционного момента крена  $m_{\text{х инт}}$  от координаты урот относительного движения АУР. Кривая 2 на рис. 2 представляет результат послепускового моделирования, уточненного по полученной реальной характеристике  $m_{\text{х инт}}$ . Из хорошего совпадения экспериментальной и расчетной кривых следует вывод как о достоверности результатов обработки летного эксперимента, так и об адекватности модели системы старта реальному процессу.

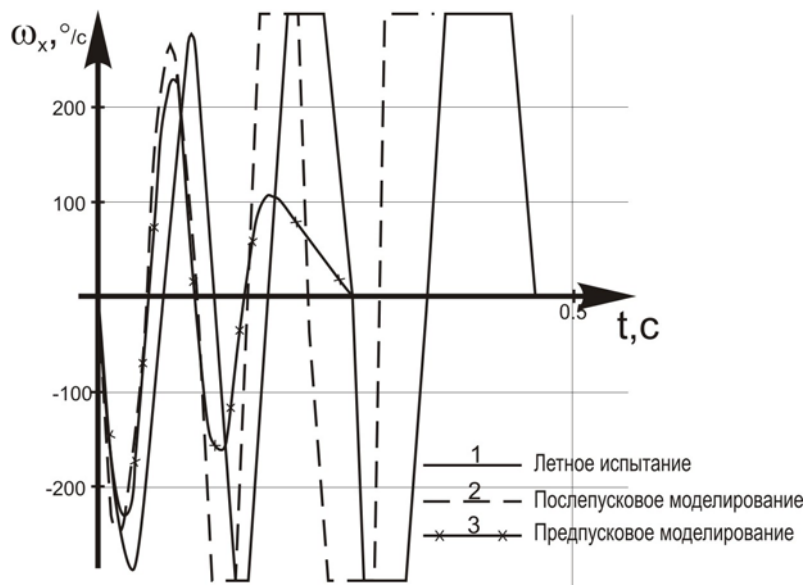


Рис. 2. Переходные процессы движения АУР по крену

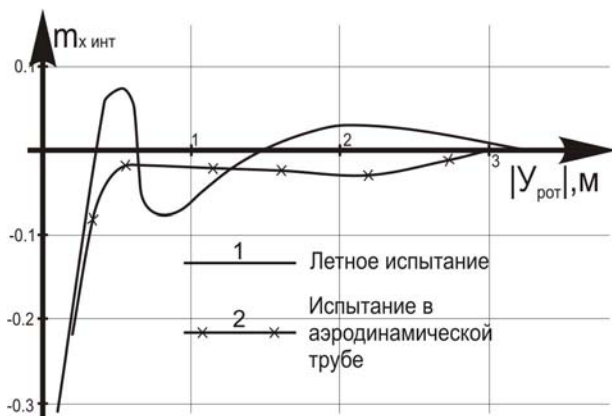


Рис. 3. Коэффициент момента аэродинамической интерференции

Следует отметить, что предпусковое моделирование, проведенное с использованием полученного из трубного эксперимента графика (кривая 2 на рис. 3) зависимости  $m_{\text{х инт}}$  (урот), показало иной, нежели полученный в летном эксперименте результат, – хорошую сходимость переходного процесса по скорости крена АУР (кривая 3 на рис. 2).

Хорошее совпадение результатов анализа летных испытаний с послепусковым моделированием обосновывают достоверность результатов исследования динамики систем старта

АУР, проводимых с использованием разработанных и представленных в настоящей работе комплексной математической модели сквозного движения АУР и методик обработки результатов летных испытаний.

#### **Выводы**

Разработаны методики и реализованы на ЭВМ программы восстановления по результатам натурных испытаний:

линейных и угловых координат положения АУР в процессе ее движения относительно СН; коэффициентов интерференционных аэродинамических сил и моментов (задача идентификации или «обратная» задача).

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

#### **Библиографический список**

1. Правидло М.Н. Методы теоретической оценки безопасности самолета-носителя при пуске авиационной управляемой ракеты // Проблемы безопасности полетов, 2002. – №12. – С.18-22.
2. Островский И.В., Стражева И.В. Динамика полетов. – М.: Машиностроение, 1969, 499с.

#### **Сведения об авторах**

Правидло Михаил Натанович, профессор, доктор технических наук Московский авиационный институт (Государственный технический университет). телефон: 8(499) 740-85-96