

ТЕХНИЧЕСКАЯ ФИЗИКА

Г. Л. ПОЛИСАР

**СОЧЕТАНИЕ СЧЕТНО-РЕШАЮЩИХ УСТРОЙСТВ В КАЧЕСТВЕ
МОДЕЛЕЙ С НЕЗАМЕЩЕННЫМИ ОБЪЕКТАМИ КАК МЕТОД
ИССЛЕДОВАНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ РЕЖИМОВ СЛОЖНЫХ СИСТЕМ**

(Представлено академиком А. В. Винтером 21 IV 1948)

Настоящее сообщение посвящено некоторым результатам приложения нового метода исследования динамических режимов сложных систем, разработанного в лаборатории электрического моделирования Энергетического института АН СССР.

В описываемом примере существо примененного нами метода* заключается в сочетании счетно-решающего устройства (интегратора)^о играющего роль модели регулируемого объекта, с реальным регулятором в натуре или с его макетом для исследования поведения всей системы и выбора ее оптимальных схемы и параметров.

В таком сочетании с регулятором интегратор является в некоторой мере универсальным испытательным стендом, при помощи которого могут быть осуществлены все интересующие проектировщика и исследователя динамические режимы.

Мы сообщали уже (¹) о схемах с электронным интегратором, пригодных для указанных выше целей. В данном сообщении докладывается об одном из примеров применения разработанного и осуществленного нами в ЭНИН АН СССР электромеханического интегратора для приближенного решения нелинейных дифференциальных уравнений до восьмого порядка.

Не останавливаясь на описании конструкции интегратора**, рассмотрим результаты решения указанным методом задачи регулирования температуры авиамоторов. Выбор этой задачи обусловлен возможностью сопоставления наших результатов с данными расчетов и летных экспериментов, проведенных в Летно-исследовательском институте (ЛИИ) Министерства авиационной промышленности СССР.

Разработка автоматического регулятора, реагирующего на изменение температуры воды, охлаждающей авиамоотор, и воздействующего на температуру путем управления заслонкой водорадиатора, велась в ЛИИ Л. Б. Гершеновичем (²). Им написан обстоятельный и интересный отчет, содержащий в основном качественную оценку рассчитываемой системы регулирования.

Однако с количественной стороны расчеты ЛИИ дали численные результаты, весьма отличающиеся от данных летных испытаний. Так

* Доложено на заседании электротехнической секции Ученого совета ЭНИН АН СССР 17 XII 1945 и 23 I 1947.

** Доложено на семинаре лаборатории электрического моделирования ЭНИН АН СССР 9 IV 1947.

например, минимальная величина периода автоколебаний, согласно расчету (2), $T = 340$ сек.; летные испытания дают для этого случая $T = 150$ сек.

Поведение системы охлаждения авиационного двигателя, управляемой автоматическим регулятором, описывается при обычных допущениях следующими дифференциальными уравнениями:

- а) уравнение объекта регулирования . . . $T_s p \Delta \vartheta = -b \Delta f$;
- б) уравнение координаты приемника . . . $T_r p \Delta \theta + \Delta \theta = \Delta \vartheta$;
- в) уравнение обратной связи $\Delta f = \Delta \theta - \sigma \Delta f$;
- г) уравнение сервомотора $p \Delta f = F(\Delta \varphi)$,

где T_s — постоянная времени системы охлаждения, T_r — постоянная времени чувствительного элемента; b — коэффициент эффективности заслонки.

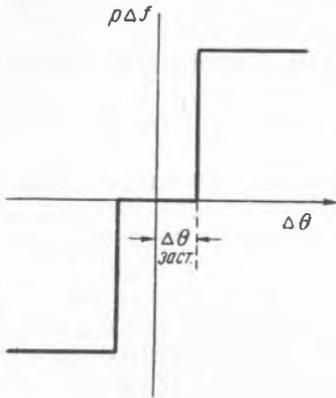


Рис. 1

Характер нелинейной функции F , принятый в расчете ЛИИ, показан на рис. 1. Параметры регулируемого объекта изменяются в широких пределах при изменении мощности двигателя и атмосферных условий.

В табл. 1 приведены, по данным ЛИИ, некоторые значения коэффициентов T и b для различных режимов горизонтального полета и стандартных атмосферных условий. Постоянные времена различных чувствительных элементов, применяемых в подобных схемах, находятся в пределах $T_r = 15 \div 50$ сек.

При помощи указанного выше электро-механического интегратора нелинейная система дифференциальных уравнений (1) может быть непосредственно решена для всего диапазона заданных значений параметров. Но в таком случае мы, так же как и ЛИИ, не учли бы ряда факторов, существенно влияющих на результаты исследования. Сюда, в первую очередь, относится влияние ограниченного хода заслонки, не учтенное ЛИИ, а также другие допущения, сделанные при составлении уравнений регулятора.

Принципиальная схема осуществленного нами сочетания интегратора с макетом регулятора дана на рис. 2а.

Для исследования влияния запаздывания чувствительного элемента последний был также „замещен“ своим дифференциальным уравнением, которое решалось интегратором для различных значений T_r .

В схеме интегратора зависимые переменные получают как значения напряжений на выходе интегрирующих узлов. Поворот заслонки регулятора вводит в цепь интегрирующего звена, которым замещен регулируемый объект, величину напряжения, знак и значение которого являются функцией величины открытия заслонки.

На рис. 2б дана условная однолинейная схема соединений узлов электромеханического интегратора, участвовавших в решении данной задачи. Весь процесс протекает в масштабе времени натуре, т. е. в темпе реальной системы.

Таблица 1

Относит. скорость самолета v/v_{max}	T_s в сек.	t в °С
0,4	152	125
0,6	128	171
0,8	89	136
1,0	60	67

В нашем устройстве динамический процесс может быть весьма просто остановлен в интересующий нас момент и затем продолжен с этой же точки.

Во всем диапазоне заданных табл. 1 значений параметров при включенной обратной связи наблюдаются устойчивые автоколебания. Снижение скорости сервопривода до $S = \frac{1}{90} \frac{1}{\text{сек.}}$ не приводит к замет-

ному улучшению процесса. Для иллюстрации приводим на рис. 3 осциллограмму автоколебаний системы в режиме барражирования при пониженной скорости сервопривода.

На осциллограмме записаны изменения трех переменных: регулируемого параметра ($\Delta\theta$), координаты приемника ($\Delta\theta$) и относительного открытия заслонки (Δf).

В табл. 2 сопоставлены полученные нами данные о периодах автоколебаний в системе с выключенной обратной связью в режимах барражирования и максимальной скорости с данными летных испытаний

(в других режимах ЛИИ летных испытаний не приводило).

Введение обратной связи приводит к сходящемуся процессу регулирования, начиная с определенных для каждого режима значений степени неравномерности (σ) регулятора с обратной связью. Характер сходящегося процесса иллюстрируется осциллограммой рис. 4.

Метод сочетания электроинтеграторов с испытуемыми объектами позволяет значительно ускорить получение численных данных, характеризующих поведение системы для всех режимов, включая

и такие, в которых проведение натуральных испытаний затруднено.

Новый метод и устройство позволяет решить ряд важных проблем из различных областей техники. Погрешность решения задач описан-

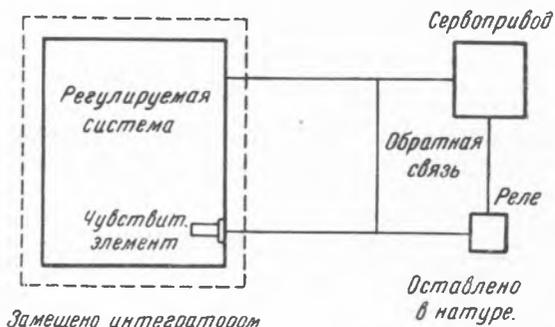


Рис. 2а

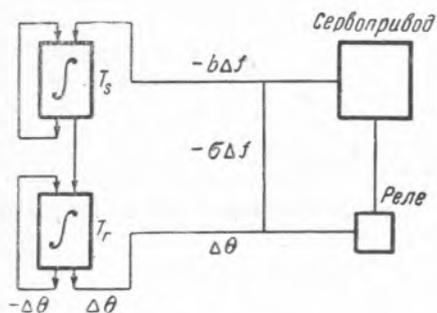


Рис. 2б

Таблица 2

Режим	Период автоколебаний			
	$S = \frac{1}{20} \frac{1}{\text{сек.}}$		$\cdot S = \frac{1}{90} \frac{1}{\text{сек.}}$	
	данные ЭНИИ	летные исп. ЛИИ	данные ЭНИИ	летные исп. ЛИИ
Барражирование . . .	173	170	284	280
Полная скорость . . .	152	150	252,5	250

ным методом меньше погрешности в расчете исходных параметров исследуемой системы. Приведенные в настоящей заметке данные

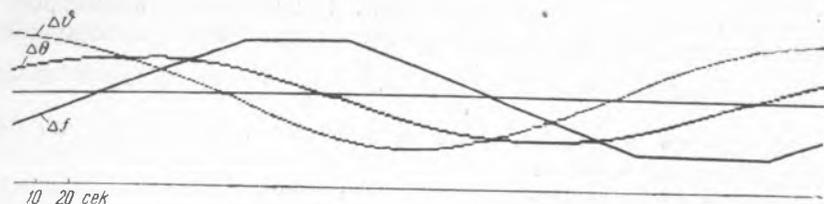


Рис. 3

подтверждают эффективность указанного метода, позволяющего ускорить процесс проектирования и наладки новых сложных систем.

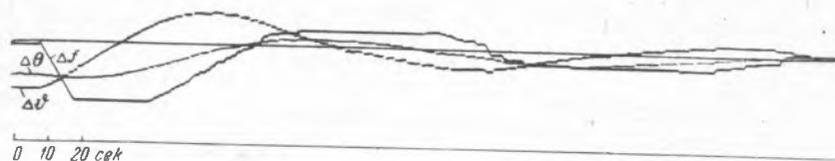


Рис. 4

Автор приносит благодарность проф. Л. И. Гутенмахеру за внимание и содействие в настоящей работе.

Энергетический институт
им. Г. М. Кржижановского
Академии Наук СССР

Поступило
19 IV 1948

ЦИТИРОВАННАЯ ЛИТЕРАТУРА

- ¹ Г. Л. Полисар, Техника воздушного флота, № 7 (1947). ² Л. Б. Гершеневич, Тр. Летно-исследовательского ин-та, № 19 (1946).