

Г. П. Шибанов, д-р техн. наук, проф., вед. науч. сотр., gpshibanov@mail.ru,
Государственный летно-испытательный центр им. В. П. Чкалова, г. Ахтубинск

Автоматизированный контроль авиадвигателей в условиях их стендовых испытаний

Предложены общие принципы автоматизированного контроля авиадвигателей и функционально связанных с ними систем в условиях их стендовых испытаний. Данные принципы условно сводятся к шести последовательно реализуемым процедурам или этапам.

В соответствии с этими принципами контроль параметров авиадвигателей осуществляется автоматизированной системой контроля (АСК), выполненной на базе вычислительного комплекса, который реализует алгоритмы, построенные на основе булевой алгебры и алгебры событий и состояний. Данные алгоритмы позволяют процедуры контроля проводить в динамическом режиме в соответствии с графиком опробования авиадвигателя. При таком контроле в процессе испытания авиадвигателя соблюдается заданная очередность режимов работы без фиксации их по времени и с возможностью пропуска или повторения отдельных режимов. Контроль параметров на каждом очередном режиме работы авиадвигателя осуществляется лишь после того, как будут проконтролированы все параметры на предыдущем режиме, и основной определяющий параметр достигнет определенного для данного режима значения.

В период протекания переходных процессов контроль параметров проводится лишь в точках экстремумов значений основного определяющего параметра с фиксацией времени протекания переходных процессов и определением того, "в допуске" или "не в допуске" находится проверяемый параметр и зафиксированный временной интервал.

При поступлении от объекта контроля сигналов, время появления которых точно не известно, а известен лишь интервал времени, в течение которого они могут появиться, прекращается любой из режимов работы АСК, проводится допусковый контроль предусмотренных программой параметров и восстанавливается прерванный ранее режим. Одновременно с проведением допускового контроля параметров фиксируется время прихода указанных выше сигналов. Группа аварийных параметров контролируется непрерывно в течение всего периода проведения стендовых испытаний.

Ключевые слова: автоматизированный контроль, авиадвигатель, параметр, событие, состояние, стендовые испытания

Посвящается Елене Всеволодовне Григорин-Рябовой — научному редактору подготовленных мною и опубликованных издательством "Машиностроение" монографий

Авиационные двигатели практически всех конструктивных схем проходят большой цикл наземных испытаний на испытательных стендах. При этом циклограмма их проверки включает все без исключения режимы работы, на которых они должны в полном объеме функционировать в полете.

По мере развития вычислительной техники испытательные стенды и циклограммы испытаний авиадвигателей непрерывно совершенствовались и усложнялись, о чем говорит, например, перечень прилагаемых к статье опубликованных автором или при его непосредственном участии работ [1–16]. Все эти работы, как и работы других авторов по проблемам испытаний авиационных двигателей и доведения их до требуемого уровня, обоснованного в тактико-технических заданиях на их разработку, неизбежно ставят вопрос о необходимости иметь общие принципы стендовых испытаний. Представляется, что в основу указанных принципов должен быть положен единый подход к составлению циклограмм проверки авиадвигателей и функционально связанных с ними систем раз-

личной конструкции, которые в комплексе будем называть *объектом контроля*.

Применительно к контролю работоспособности авиадвигателей и функционально связанных с ними систем такими общими принципами, позволяющими сформулировать методику их контроля в условиях проведения стендовых испытаний, являются следующие:

1) проверка проводится в динамическом режиме в соответствии с графиком опробования и соблюдения наперед заданной очередности режимов без фиксации их во времени с возможностью пропуска или повторения отдельных режимов;

2) контроль параметров на некотором μ -м режиме осуществляется только в том случае, если проведена проверка всех параметров на $(\mu - 1)$ -м режиме;

3) измерение значений параметров в μ -м режиме проводится только после окончания переходных процессов, имевших место при переходе объекта контроля с $(\mu - 1)$ -го на μ -й режим его работы, и только в том случае, если основной определяющий параметр при выходе объекта

контроля на μ -й режим достиг определенного наперед заданного для данного режима значения;

4) в период протекания переходных процессов измерение значений параметров выполняется лишь в точках экстремумов значений основного определяющего параметра с фиксацией времени протекания переходных процессов и определением того, "в допуске" или "не в допуске" находится проверяемый параметр и зафиксированный временной интервал;

5) при приходе от объекта контроля сигналов, время появления которых точно не известно, а известен лишь интервал времени, в течение которого они могут появиться, прекращается любой из режимов работы автоматизированного средства контроля (АСК), проводится допусковый контроль предусмотренных программой параметров и восстанавливается прерванный ранее режим; при этом одновременно с проведением допускового контроля параметров фиксируется время прихода указанных выше сигналов;

6) группа аварийных параметров контролируется непрерывно в течение всего периода проведения стендовых испытаний.

Рассматривая перечисленные принципы с точки зрения булевой алгебры и алгебры событий и состояний, попытаемся сформулировать эти принципы применительно к их реализации с помощью АСК, построенной на базе цифровой вычислительной техники, которая бы в реальном масштабе времени могла решать не только математические, но и логические задачи с ис-

пользованием целого ряда специфических операторов. Для этого введем понятия "событие" и "состояние": если имеют место какие-либо два условия, одно из которых существует в течение времени Δt_1 , а другое — в течение времени Δt_2 , и $\Delta t_1 \gg \Delta t_2$, то первое условие будем называть *состоянием*, а второе — *событием*.

К *событиям* могут быть отнесены все командные и управляющие сигналы, в соответствии с которыми проводится запуск подлежащих испытанию объектов и АСК, переход с одних режимов работы на другие, прерывание и восстановление режимов и т.д., а к *состояниям* — режимы работы АСК и объектов контроля. Обозначим все события, которыми мы будем оперировать, строчными латинскими буквами, за исключением событий, состоящих в появлении управляющих сигналов, значение которых дано в работе [1]. Эти события обозначаются A_i , где $i = 1, 2, \dots, 9$.

Все состояния обозначим буквами греческого алфавита и для удобства пользования сведем их с соответствующими пояснениями смыслового содержания каждого из них в табл. 1. Аналогично обозначения всех событий, их условные наименования и пояснения по смысловому содержанию каждого из них сведем в табл. 2.

Весь процесс автоматизированного контроля работоспособности авиадвигателей и связанных с ними систем в динамическом режиме в наземных условиях может быть представлен как соответствующее чередование приведенных в табл. 1 и табл. 2 состояний и событий,

Таблица 1
Table 1

Условное обозначение и наименование состояния АСК и испытываемого авиационного двигателя
Designation and name of the state of ASK and test aircraft engine

Условное обозначение и наименование состояния	Смысловое содержание состояний АСК и объекта контроля
η — "ожидание"	Заключается в выдержке времени, необходимого для пропуска переходных процессов
δ_1 и δ_2 — "поиск по x_1 " и "поиск по x_2 "	Состояния, при которых проводится периодическое измерение и анализ приращений параметров x_1 и x_2 в целях определения экстремальных значений переходных процессов и выработки управляющих команд, позволяющих осуществить автоматическую привязку работы АСК к графику опробования проверяемого авиадвигателя и действиям оператора
θ_1 и θ_2 — "опрос по x_1 " и "опрос по x_2 "	Состояния, при которых для определения режима работы авиадвигателя проводится периодическое измерение параметров x_1 и x_2 до момента достижения ими наперед заданных значений
π — "измерение параметров"	Состояние, при котором проводится измерение и допусковый контроль параметров на установившихся режимах работы объекта контроля или в экстремальных точках исследуемых переходных процессов
λ — "внеочередное измерение параметров"	Соответствует режиму работы АСК, при котором из объекта контроля поступает приоритетный сигнал, прекращающий предыдущий режим
τ — "измерение времени"	Состояние, при котором проводится допусковый контроль временных интервалов и времени протекания переходных процессов, фиксация моментов появления различных сигналов, поступающих из автоматики объекта контроля в период проведения проверки его работоспособности, и выработка временных команд управления АСК (состояние τ существует одновременно с состояниями η , δ_1 и δ_2 , θ_1 и θ_2 , π и λ)

Условное наименование события и его смысловое содержание
Conditional name of the event and its semantic content

Условное обозначение и наименование события	Смысловое содержание события
a — "запуск проверяемого авиадвигателя (объекта контроля)"	Появление сигнала от кнопки запуска авиадвигателя и поступление его в пусковую панель (коробку)
b — "сигналы электроавтоматики запуска"	Появление сигналов от электроавтоматики проверяемого авиадвигателя в период его запуска (от момента нажатия кнопки запуска до выхода двигателя на режим "малый газ")
c — "конец поиска по x_1 "	Появление из системы управления сигнала, по которому вырабатывается команда, прекращающая состояние δ_1 автоматизированной системы контроля
d — "конец опроса по x_1 "	Появление управляющего сигнала в момент достижения параметром x_1 наперед заданного значения, по которому прекращается состояние θ_1 АСК
e — "конец ожидания"	Появление команд, по которым в определенные моменты времени прекращается состояние η АСК и осуществляется ее переход в другие состояния (θ_1 , π , δ_2)
h — "конец измерения параметров"	Формирование сигнала, по которому прекращается состояние π АСК и переход ее к одному из состояний η , θ_1 , δ_1 или δ_2
j — "приоритетный сигнал"	Приход из объекта контроля сигнала, время появления которого точно не известно, а известен лишь интервал времени Δt_j , в течение которого этот сигнал может появиться
q — "конец измерения времени"	Появление сигнала, по которому прекращается измерение и допусковый контроль временных интервалов
k — "экстремум"	Появление экстремума в анализируемом переходном процессе основного определяющего параметра, по которому ведется поиск
l — "срабатывание топливной автоматики"	Появление сигналов срабатывания автоматики топливной системы на режимах проверки времени запаздывания
r — "конец опроса по x_2 "	Появление управляющего сигнала, по которому прекращается состояние θ_2
v — "начало переходного процесса"	Появление переходного процесса
w — "конец переходного процесса"	Окончание переходного процесса
A_7 — "положительное приращение"	Переход кривой изменения значений основного определяющего параметра от горизонтального участка к наклонному, на котором данный параметр получает положительное приращение

укладывающихся по времени в период опробования авиадвигателя. При этом в соответствии с приведенными выше принципами каждое из состояний может быть выражено через другие состояния и события в виде соответствующих логических зависимостей, позволяющих достаточно просто осуществить программирование работы АСК в соответствии с графиком опробования проверяемого авиадвигателя.

Применительно к турбореактивным авиадвигателям, для которых в качестве основных определяющих параметров могут быть взяты всего два параметра, состояния η , θ_1 , θ_2 , δ_1 , δ_2 , π , τ можно представить через начинающие и заканчивающие их события в виде логических зависимостей:

$$\eta = (ab + d\bar{\pi}\bar{\delta}_1\bar{\delta}_2 + h\bar{\theta}_1\bar{\delta}_1 + c\bar{\theta}_1\bar{\pi})(\bar{e}\bar{j}); \quad (1)$$

$$\theta_1 = (e\bar{\pi} + h\bar{\eta}\bar{\delta}_1 + c\bar{\eta}\bar{\pi} + r)(\bar{d}\bar{j}); \quad (2)$$

$$\theta_2 = (A\delta_2 A_7)(\bar{j}\bar{r}), \quad (3)$$

где A — оператор "после", означающий, что некоторое состояние (в данном конкретном случае δ_2) имело место до данного момента времени и что в данный момент оно прекратилось, а A_7 — событие, состоящее в появлении управляющего сигнала, значение которого дано в работе [1] и в булевых переменных представлено в виде логической зависимости

$$A_7 = \bar{\alpha}_{\text{вел}1}\bar{\alpha}_{\text{зн}1}\alpha_{\text{вел}2}\alpha_{\text{зн}2}, \quad (4)$$

где $\bar{\alpha}_{\text{вел}1} = 0$, $\bar{\alpha}_{\text{зн}1} = 0$, $\alpha_{\text{вел}2} = 1$, $\alpha_{\text{зн}2} = 1$.

Черта сверху букв латинского и греческого алфавитов, использованных для обозначения аргументов в выражениях (1)–(4) и во всех других встречающихся по тексту выражениях, означает, что соответствующие события и состояния еще не наступили.

Оператор A может быть выражен через операторы H ("происходить") и N ("не") в виде

$$A\delta_2 = H\delta_2 N\delta_2. \quad (5)$$

Подставив соотношение (4) и (5) в выражение (3), получим

$$\theta_2 = [(H\delta_2 N\delta_2)(\bar{\alpha}_{\text{вел1}}\bar{\alpha}_{\text{зн1}}\alpha_{\text{вел2}}\alpha_{\text{зн2}})](\bar{j}\bar{r}). \quad (6)$$

Учитывая, что δ_2 можно представить в виде зависимости

$$\delta_2 = (h\bar{\eta}\bar{\theta}_1\bar{\delta}_1 + d\bar{\delta}_1\bar{\eta}\bar{\pi})(\bar{j} + A_7), \quad (7)$$

после очевидных преобразований выражения (7) и подстановки в него выражения (4) получим

$$\delta_2 = (h\bar{\theta}_1 + d\bar{\pi})[\bar{j} + (\bar{\alpha}_{\text{вел1}}\bar{\alpha}_{\text{зн1}}\alpha_{\text{вел2}}\alpha_{\text{зн2}})]\bar{\delta}_1\bar{\eta}. \quad (8)$$

Условия перехода АСК в состояния δ_1 , τ , π и ее пребывания в этих состояниях могут быть описаны зависимостями

$$\delta_1 = (h\bar{\eta}\bar{\theta}_1\bar{\delta}_2 + d\bar{\eta}\bar{\pi}\bar{\delta}_2 + q\bar{\eta})(\bar{j}\bar{c}) = [q + \bar{\delta}_2(h\bar{\theta}_1 + d\bar{\pi})]\bar{\eta}(\bar{j}\bar{c}); \quad (9)$$

$$\tau = (d + e + l + b)\bar{q}; \quad (10)$$

$$\pi = (e\bar{\theta}_1 + d\bar{q}\bar{\eta}\bar{\delta}_1\bar{\delta}_2 + c\bar{\eta}\bar{\theta}_1 + k)\bar{h}\bar{j}. \quad (11)$$

Остановимся на некоторых наиболее важных особенностях реализации приведенных логических зависимостей и рассмотрим зависимости, реализуемые при переходе АСК в состояние λ .

В периоды времени, соответствующие пребыванию АСК в состояниях δ_1 или δ_2 , возможны случаи пропуска отдельных режимов работы объекта контроля, причем в АСК должна быть предусмотрена возможность пропуска как одного, так и нескольких режимов одновременно. Пропуск же одного, двух или n режимов работы объекта контроля представляет собой переход от $(\mu - 1)$ -го к $(\mu + 1)$ -му режиму, минуя μ режим, или переход к $(\mu + 2)$ -му режиму, минуя μ -й и $(\mu + 1)$ -й режимы, или, наконец, переход к $(\mu + n)$ -му, минуя все режимы от μ -го до $\mu + (n - 1)$ -го.

Пусть $(\mu - 1)$ -й режим есть режим, предшествующий моменту, начиная с которого человек-оператор по тем или иным причинам может проводить опробование либо на μ -м, либо на $(\mu + n)$ -м режимах, минуя все режимы от μ -го до $[\mu + (n - 1)]$ -го. Тогда переход АСК на режимы работы, соответствующие μ -му, либо $(\mu + n)$ -му режимам работы объекта контроля, может быть представлен как некоторое событие g через двоичные функции p_μ и $p_{\mu+n}$ истинности μ -го и $(\mu + n)$ -го режимов в следующем виде:

$$g = p_\mu + p_{\mu+n}, \quad (12)$$

где функции p_μ и $p_{\mu+n}$ принимают значения "1", если в момент перехода объекта контроля с $(\mu - 1)$ -го режима имеем соответственно μ -й и $(\mu + n)$ -й режимы, и значение "0" во всех остальных случаях.

Анализ процесса перехода объекта контроля с $(\mu - 1)$ -го на μ -й или $(\mu + n)$ -й режимы работы, проведенный на примере турбовинтового и двухроторного турбореактивного авиадвигателей, показывает, что такого рода переход сопровождается появлением событий A_7 либо A_6 . Первое из них представлено логической зависимостью (4), а второе в соответствии с работой [1] через булевы переменные представляется в виде выражения $A_6 = \bar{\alpha}_{\text{вел1}}\bar{\alpha}_{\text{зн1}}\alpha_{\text{вел2}}\bar{\alpha}_{\text{зн2}}$, причем

$$p_\mu = \bar{p}_{\mu-1}A_7; \quad (13)$$

$$p_{\mu+n} = \bar{p}_{\mu-1}A_6, \quad (14)$$

где p_μ и $p_{\mu+n}$ — двоичные функции истинности $(\mu - 1)$ -го режима, равные 1, когда имеет место $(\mu - 1)$ -й режим, и равные 0 при наличии любых других режимов работы объекта контроля. Подставляя соотношение (13) и (14) в выражение (12), найдем

$$g = \bar{p}_{\mu-1}A_7 + \bar{p}_{\mu-1}A_6. \quad (15)$$

Учитывая, что согласно дистрибутивному закону булевой алгебры

$$\bar{p}_{\mu-1}A_7 + \bar{p}_{\mu-1}A_6 = \bar{p}_{\mu-1}(A_7 + A_6),$$

представим выражение (15) в виде

$$g = \bar{p}_{\mu-1}(A_7 + A_6). \quad (16)$$

Учитывая далее, что $A_7 = \bar{\alpha}_{\text{вел1}}\bar{\alpha}_{\text{зн1}}\alpha_{\text{вел2}}\alpha_{\text{зн2}}$ и $A_6 = \bar{\alpha}_{\text{вел1}}\bar{\alpha}_{\text{зн1}}\alpha_{\text{вел2}}\bar{\alpha}_{\text{зн2}}$, окончательно получим

$$g = \bar{p}_{\mu-1}(\bar{\alpha}_{\text{вел1}}\bar{\alpha}_{\text{зн1}}\alpha_{\text{вел2}}\alpha_{\text{зн2}} + \bar{\alpha}_{\text{вел1}}\bar{\alpha}_{\text{зн1}}\alpha_{\text{вел2}}\bar{\alpha}_{\text{зн2}}). \quad (17)$$

При переходе от одного режима работы объекта контроля к другому на некотором достаточно малом интервале времени $\Delta t = m$, представляющем собой минимальное время переходного процесса, которое может быть зафиксировано АСК, нельзя сказать, что μ -й режим работы объекта контроля закончился и, вместе с тем, что следующий за ним $(\mu + 1)$ -й режим еще не начался. Приход объекта контроля в состояние, соответствующее $(\mu + 1)$ -му режиму его работы с учетом данной особенности может быть определен оператором E ("приход") через операторы N ("не") и D ("задержка"):

$$Ep_{\mu+1} = p_{\mu+1}ND^m p_{\mu+1} (p_{\mu+1}, \text{ но еще не } D^m p_{\mu+1}), (18)$$

а выход из состояния, соответствующего μ -му режиму, — оператором L ("уход"):

$$Lp_{\mu} = Np_{\mu}D^m p_{\mu} (\text{не } p_{\mu}, \text{ но еще } D^m p_{\mu}). (19)$$

Тогда переход объекта контроля из одного состояния в другое может быть определен как "уход" из первого состояния, соответствующего μ -му режиму его работы, и "приход" во второе состояние, соответствующее $(\mu + 1)$ -му режиму, т.е. это событие может быть описано выражением

$$C(p_{\mu}, p_{\mu+1}) = Lp_{\mu}Ep_{\mu+1} = (Np_{\mu}D^m p_{\mu})(p_{\mu+1}ND^m p_{\mu+1}). (20)$$

Одной из основных задач, решаемых АСК в процессе "поиска" по одному из определяющих параметров, является установление факта наличия переходного процесса и фактов наличия экстремумов в переходном процессе.

Если обозначить $S(v, w)$ двоичную функцию наличия переходного процесса, принимающую значение 1 при $v = 1$ и 0 при $w = 1$, то задача установления факта наличия переходного процесса будет сведена к отысканию значений функции $S(v, w)$. Последняя же может быть выражена через операторы "не" (N) и "задержка" (D) в виде

$$S(v, w) = Nw[v + D^m S(v, w)]. (21)$$

"Приход" основного определяющего параметра, по которому ведется "поиск", к экстремальному значению можно выразить как

$$Ek = kND_k^m. (22)$$

Появление же самого события k возможно тогда и только тогда, когда имеет место переходный процесс $[S(v, w) = 1]$ и одновременно с этим произошло событие $A_8 = \alpha_{\text{вел}1}\alpha_{\text{зн}1}\alpha_{\text{вел}2}\bar{\alpha}_{\text{зн}2}$ или $A_9 = \alpha_{\text{вел}1}\bar{\alpha}_{\text{зн}1}\alpha_{\text{вел}2}\alpha_{\text{зн}2}$, причем, если произошло событие A_8 , то имеет место минимум (min), а если A_9 , то максимум (max). Обозначив соответственно k_1 и k_2 события, состоящие в появлении min и max в анализируемом переходном процессе, можно записать:

$$k_1 = [S(v, w)]A_8; (23)$$

$$k_2 = [S(v, w)]A_9. (24)$$

Входящее в выражения (23) и (24) значение $S(v, w)$ определяется из выражения (21). События A_8 и A_9 могут быть представлены в соот-

ветствии с работой [1] как функции двоичных аргументов в отображенном выше виде.

Для описания состояния λ АСК введем, кроме упоминавшихся ранее операторов E ("приход"), L ("уход"), A ("после"), N ("не") и H ("происходить"), операторы F_j и V^t . Под оператором F_j ("допусковый контроль параметров по приоритетному сигналу") будем понимать оператор, означающий, что после прихода из объекта контроля приоритетного сигнала и прерывания существовавшего до его прихода состояния АСК проводится измерение и допусковый контроль некоторой предусмотренной программой группы параметров $(x_{1\mu}, x_{2\mu}, \dots, x_{v\mu})$, соответствующей μ -му режиму работы объекта контроля, а под оператором V^t — оператор появления приоритетного сигнала на некотором интервале времени t .

Если обозначить $Z(j)$ двоичную функцию, которая может принимать значение 1 в любой из моментов времени, лежащий в пределах временного интервала Δt_j всего один раз, соответствующий приходу приоритетного сигнала, т.е. соответствующий истинности события j , то можно записать

$$Z(j) = V^{\Delta t_j}(j). (25)$$

Обозначим далее $C(P, \lambda)$ двоичную функцию перехода АСК из некоторого ее состояния P , существовавшего до прихода от объекта контроля приоритетного сигнала, в состояние λ , а $C(\lambda, P)$ — двоичную функцию восстановления ранее прерванного состояния P и учтем то обстоятельство, что переход от состояния λ к состоянию P осуществляется только после окончания контроля параметра $x_{v\mu}$, т.е. параметра, последнего в данной группе параметров, подлежащих контролю на μ -м режиме работы объекта контроля, при котором поступил приоритетный сигнал. Тогда, согласно приведенному выше определению состояния λ , приход АСК в это состояние, пребывание в нем и выход из него могут быть описаны некоторой двоичной функцией

$$\Lambda = V^{\Delta t_j}(j)C(P, \lambda)F_j(x_{1\mu}, x_{2\mu}, \dots, x_{v\mu}) \times A[F_j(x_{v\mu})]H[C(\lambda, P)]. (26)$$

Если под t понимать промежуток времени, достаточный для перехода АСК из состояния P в состояние λ или наоборот, то входящие в выражение (26) функции $C(P, \lambda)$ и $C(\lambda, P)$ могут

быть выражены через операторы E ("приход") и L ("уход") зависимостями, аналогичными (20), т.е.

$$C(P, \lambda) = LPE\lambda = (NP D^m P)(\lambda N D^m \lambda); \quad (27)$$

$$C(\lambda, P) = L\lambda EP = (N\lambda D^m \lambda)(PND^m P), \quad (28)$$

а оператор $H[C(\lambda, P)]$ может быть представлен в виде

$$\begin{aligned} H[C(\lambda, P)] &= C(\lambda, P) + D^m H[C(\lambda, P)] = \\ &= (L\lambda EP)[D^m H(L\lambda EP)] = \\ &= (N\lambda D^m \lambda)(PND^m P) + \\ &+ D^m H[(N\lambda D^m \lambda)(PND^m P)]. \end{aligned} \quad (29)$$

Считая, что измерение и допусковый контроль каждого параметра из группы параметров ($x_{1\mu}, x_{2\mu}, \dots, x_{v\mu}$) занимает одно и то же время Δt , причем такое, что $\Delta t \leq m_1$, можем записать

$$F_j(x_{1\mu}, x_{2\mu}, \dots, x_{v\mu}) = D^{m_1} x_{1\mu} D^{m_1} x_{2\mu} \dots D^{m_1} x_{v\mu}. \quad (30)$$

Наконец, оператор $A[F(x_{v\mu})]$ может быть представлен в виде выражения, аналогичного (4):

$$A[F_j(x_{v\mu})] = HF_j(x_{v\mu})NF_j(x_{v\mu}). \quad (31)$$

Подставляя выражения (27)–(31) в формулу (26), получим

$$\begin{aligned} \Lambda = V^{\Delta t_j}(j) &= [(NPD^m P)(\lambda ND^m \lambda)] \times \\ &\times (D^{m_1} x_{1\mu} D^{m_1} x_{2\mu} \dots D^{m_1} x_{v\mu}) [HF_j(x_{v\mu})NF_j(x_{v\mu})] \times \\ &\times \{[(N\lambda D^m \lambda)(PND^m P)] + \\ &+ D^m H[(N\lambda D^m \lambda)(PND^m P)]\}. \end{aligned} \quad (32)$$

Ввиду специфичности задачи, решаемой при реализации зависимости (32), в составе АСК должна быть предусмотрена специальная приоритетная схема, которая выполняла бы весь цикл операций, связанных с приходом из объекта контроля приоритетных сигналов.

Рассмотренный выше алгоритм (зависимости (1), (2), (6), (8)–(11), (17), (20), (23)–(24), (32)) устанавливает связь между отдельными состояниями АСК и режимами работы объекта контроля и может быть рекомендован для автоматической привязки состояний АСК к циклограмме проверки работоспособности различных типов авиадвигателей и функционально связанных с ними систем.

Список литературы

1. Шибанов Г. П. Распознавание в системах автоконтроля. М.: Машиностроение, 1973, 424 с.
2. Шибанов Г. П., Башкиров Г. С., Васильев А. Ф. и др. Способ контроля работоспособности авиадвигателя и связанных с ним систем в динамическом режиме в наземных условиях. Автор. свидет. СССР № 153843 с приоритетом от 9 мая 1962.
3. Шибанов Г. П., Башкиров Г. С., Васильев А. Ф. и др. Система автоматизированного контроля работоспособности авиадвигателя и связанных с ним систем в динамическом режиме в наземных условиях. Автор. свидет. СССР № 153844 с приоритетом от 9 мая 1962.
4. Шибанов Г. П., Васильев А. Ф., Березовой Н. И. Устройство для анализа формы кривой переходного процесса. Автор. свидет. СССР № 167680 с приоритетом от 13 ноября 1962.
5. Шибанов Г. П., Парусов К. Н. Цифро-аналоговый безмоторный стенд для испытаний топливотрегулирующей аппаратуры авиационных двигателей. Автор. свидет. СССР № 219833 с приоритетом от 14 февраля 1967.
6. Шибанов Г. П. Устройство для распознавания формы кривой. Автор. свидет. СССР № 238247 с приоритетом от 14 декабря 1967.
7. Шибанов Г. П., Парусов К. Н. Автоматическое устройство для одновременного контроля температуры газов за турбиной и оборотов турбины турбореактивного двигателя. Автор. свидет. СССР № 241111 с приоритетом от 1 февраля 1968.
8. Шибанов Г. П. Способ обнаружения и прекращения помпажа турбореактивного двигателя. Автор. свидет. СССР № 266474 с приоритетом от 5 февраля 1968.
9. Шибанов Г. П. Система для распознавания состояний объекта контроля. Автор. свид. СССР № 261780 с приоритетом от 17 декабря 1968.
10. Шибанов Г. П., Адгамов Р. И., Дмитриев С. В. и др. Система для контроля параметров авиадвигателей. Автор. свидет. СССР № 442733 с приоритетом от 5 января 1972.
11. Шибанов Г. П., Адгамов Р. И., Дмитриев С. В. и др. Автоматизация испытаний и контроля авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1977. 280 с.
12. Шибанов Г. П., Адгамов Р. И., Боровик В. О. и др. Обработка и анализ информации при автоматизированных испытаниях газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1987. 216 с.
13. Шибанов Г. П., Адгамов Р. И., Дмитриев С. В. и др. Автоматизированные испытания в авиастроении. М.: Машиностроение, 1989. 426 с.
14. Шибанов Г. П. Испытания авиационной техники // Проблемы безопасности полетов. 2008. № 4. С. 36–44.
15. Шибанов Г. П. Оценка определяющих параметров газотурбинных двигателей в процессе автоматизированных испытаний // Автоматизация. Современные технологии. 2016. № 6. С. 20–23.
16. Шибанов Г. П. Автоматизация процесса защиты газотурбинных двигателей от помпажа // Мехатроника, автоматизация, управление. 2016. Т. 17, № 9. С. 644–647.

Automatic Control of Aircraft Engine in Conditions of Stand Test

G. P. Shibanov, e-mail: gpshibanov@mail.ru,

The Chkalov State Test Flight and Development Center, Akhtubinsk, Russian Federation

Corresponding author: Shibanov Georgi P., D. Sc., Professor, Head Scientist Researcher,
e-mail: gpshibanov@mail.ru

Accepted on October 18, 2019

Abstract

The general principles of automatic control of aircraft engines and functionally related systems in the conditions of their stand tests are suggested. These principles are prospectively reduced to six sequentially implemented procedures or steps. In accordance with these principles, the control of aircraft engine parameters is carried out by a computer-aided test equipment (CTE) based on a computer complex that implements algorithms based on Boolean algebra and the algebra of events and states. These algorithms allow control procedures to be carried out in dynamic mode in accordance with the schedule of testing an aircraft engine. With this control, the specified sequence of operating modes of the aircraft engine undergoing testing is observed without fixing them in time and with the possibility of skipping or repeating individual modes. Parameters are monitored at each of the next aircraft engine operating modes only after all parameters are checked in the previous mode and the value of the main determining parameter reaches the value determined for this mode. During the period of transient processes, parameters are controlled only at the points of extremum of the values of the main determining parameter with fixing the time of transient processes and determining that. "In the tolerance" or "not in the tolerance" is the checked parameter and the fixed time interval. Upon arrival of the signals from the monitoring object, the time of occurrence of which is unknown, and only the time interval during which they can appear is known, any of the CTE operation modes are terminated, tolerance control of the parameters provided by the program is performed, and the previously interrupted mode is restored. Simultaneously with the tolerance control of the parameters, the time of arrival of the above signals is recorded. The group of emergency parameters is monitored continuously throughout the entire period of stand test.

Keywords: automated control, aircraft engine, parameter, event, condition, stand tests

For citation:

Shibanov G. P. Automatic Control of Aircraft Engine in Conditions of Stand Test, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2020, vol. 21, no. 3, pp. 86–92.

DOI: 10.17587/mau.21.86-92

References

1. Shibanov G. P. Recognition in car control systems, Moscow, Mashinostroyeniye, 1973, 424 p. (in Russian).
2. Shibanov G. P., Bashkirov G. S., Vasiliev A. F. et al. A method for monitoring the operability of an aircraft engine and related systems in dynamic mode under ground conditions, Author. witness USSR No. 153843 with a priority of May 9, 1962 (in Russian).
3. Shibanov G. P., Bashkirov G. S., Vasiliev A. F. et al. The system of automated control of the performance of an aircraft engine and related systems in dynamic mode in ground conditions. Author. witness USSR No. 153844 with priority of May 9, 1962 (in Russian).
4. Shibanov G. P., Vasiliev A. F., Berezova N. I. A device for analyzing the shape of a transient curve, Author. witness USSR No. 167680 with priority of November 13, 1962 (in Russian).
5. Shibanov G. P., Parusov K. N. A digital-analog non-motorized bench for testing the fuel control equipment of aircraft engines, Author.witness. USSR No. 219833 with a priority of February 14, 1967 (in Russian).
6. Shibanov G. P. A device for recognizing the shape of a curve, Author.witness. USSR number 238247 with a priority of December 14, 1967 (in Russian).
7. Shibanov G. P., Parusov K. N. An automatic device for simultaneously monitoring the temperature of the gases behind the turbine and the turbine speed of the turbojet engine, Author. witness USSR No. 241111 with a priority of February 1, 1968 (in Russian).
8. Shibanov G. P. A method for detecting and stopping surging turbojet engine, Author. witness USSR No. 266474 with a priority of February 5, 1968 (in Russian).
9. Shibanov G. P. A system for recognizing the states of a control object. Author. Testimonial, USSR No. 261780 with a priority of December 17, 1968 (in Russian).
10. Shibanov G. P., Adgamov R. I., Dmitriev S. V. et al. A system for controlling the parameters of aircraft engines. Author. witness USSR No. 442733 with a priority of January 5, 1972 (in Russian).
11. Shibanov G. P., Adgamov R. I., Dmitriev S. V. et al. Automation of testing and control of aircraft gas turbine engines, Moscow, Mashinostroyeniye, 1977, 280 p. (in Russian).
12. Shibanov G. P., Adgamov R. I., Borovik V. O. et al. Processing and analysis of information during automated testing of gas turbine engines, Moscow, Mashinostroyeniye, 1987, 216 p. (in Russian).
13. Shibanov G. P., Adgamov R. I., Dmitriev S. V. et al. Automated tests in the aircraft industry, Moscow, Mashinostroyeniye, 1989, 442 p. (in Russian).
14. Shibanov G. P. Tests of aircraft, *Flight Safety Problems*, 2008, no. 4, pp. 36–44 (in Russian).
15. Shibanov G. P. Assessment of the determining parameters of gas turbine engines in the process of automated testing, *Automation. Modern technologies*, 2016, no. 6, pp. 20–23 (in Russian).
16. Shibanov G. P. Automation of the process of protecting gas turbine engines from surging, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravleniye*, 2016, vol. 17, no. 9, pp. 644–647 (in Russian).