

УДК 629.735.07

## Математическая модель двигателя ТВ3-117ВМ

Рыбкин П.Н.

### Аннотация

Приводится описание математической модели двигателя ТВ3-117ВМ, которая используется, как фрагмент математической модели лётного тренажёра вертолёта МИ-8МТВ. Модель структурирована в соответствии с особенностями системы автоматического управления двигателем. Для подсчёта мощности и расхода топлива использована реальная характеристика компрессора двигателя.

### Ключевые слова

математическое моделирование; лётный тренажёр вертолёта; расчёт параметров газотурбинного двигателя.

### 1. Введение

Математическое моделирование процессов, протекающих в газотурбинных двигателях, широко используется как при проектировании двигателей, так при их испытаниях. Однако в большинстве разработанных моделей рассматриваются процессы, протекающие в проточной части двигателя, для отдельных режимов работы двигателя. Более того, сам процесс моделирования, как правило, не ограничен временем и вычислительными ресурсами. Математическое моделирование двигателя в составе математической модели лётного тренажёра отличается от используемых необходимостью моделирования в реальном масштабе времени, для всех режимов работы (от запуска до останова), с учётом конкретной системы управления двигателем, не только газодинамических параметров рабочего процесса, но и ряда других сопутствующих параметров.

### 2. Постановка задачи

Математическая модель двигателя, являющаяся фрагментом математической модели лётного тренажёра вертолёта, предназначена для определения на каждом временном шаге

значений изменяющихся в процессе запуска параметров двигателя. А именно, частоты вращения турбокомпрессора (ТК), частоты вращения несущего винта (НВ), температуры газов перед турбиной, давления и температуры масла в двигателе, давления и температуры масла в главном редукторе, напряжения в сети, давления в гидросистемах. Исходными данными для расчёта параметров двигателя является положение органов управления двигателями (рукоятки коррекции, рычаги управления двигателями (РУД), рычаги раздельного управления двигателями (РРУД) и др.), параметры окружающей среды и сигналы от математических моделей других функциональных систем вертолётa. По результатам расчёта с помощью «Генератора информационного поля кабины» производится перемещение стрелок соответствующих приборов контроля работы двигателя. Приборы контроля и место их расположения показаны на рис. 1 [1].

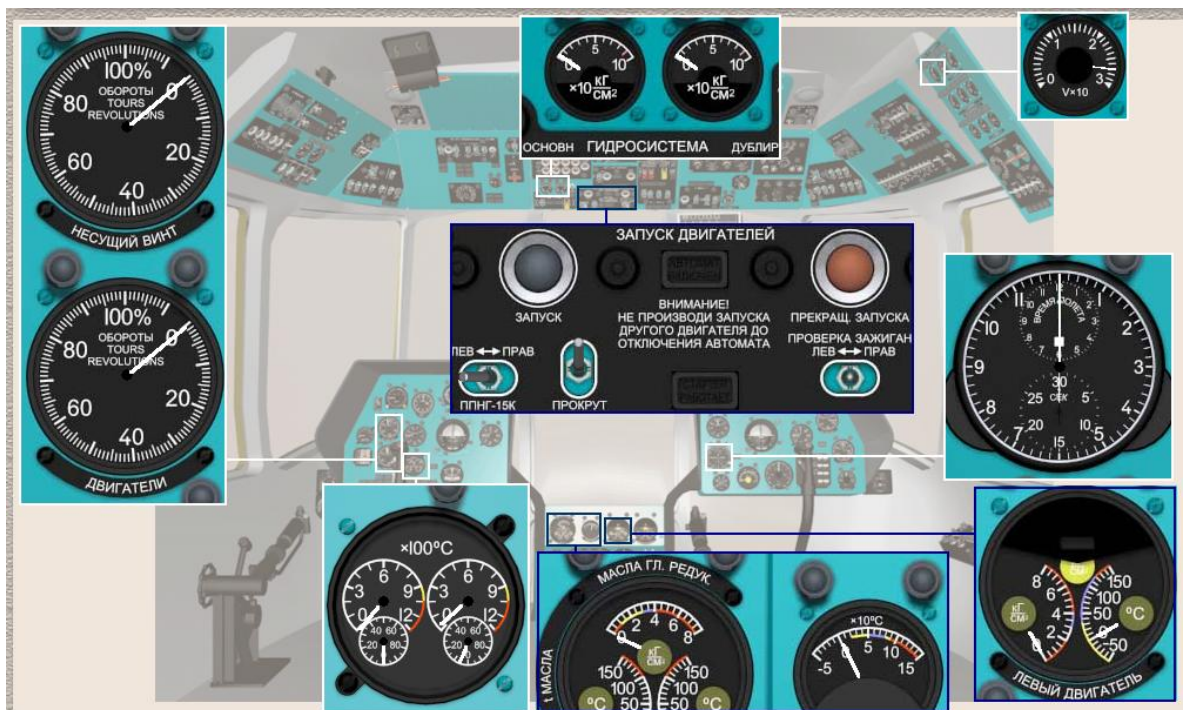


Рис. 1. Приборы контроля работы двигателя

Учитывая особенности функционирования системы автоматического управления двигателем [2,3], математическую модель работы двигателя целесообразно представить в виде шести моделей – математическая модель (ММ) «Запуск левого (правого) двигателя», четырёх ММ «Полётные режимы левого (правого) двигателя» и ММ «Выбег ротора двигателя». Последовательность использования ММ очевидна и представлена на рис. 2.



Рис. 2. Взаимодействие ММ «Запуск двигателя» и ММ «Полётные режимы двигателя»

### 3. Общая схема математической модели

#### *Математическая модель «Запуск левого (правого) двигателя»*

Для имитации нормального запуска (без неисправностей) используются временные зависимости перечисленных выше параметров, полученные в процессе реального нормального запуска двигателя.

В соответствии с технологией контроля за процессом запуска экипаж должен следить за изменением параметров двигателя и при обнаружении неисправности прервать запуск закрытием СТОП-КРАНА. Возможные неисправности перечислены в руководстве по летной эксплуатации (РЛЭ) [5]:

- Падение напряжения в сети ниже 16 В;
- Нет раскрутки несущего винта;
- Отсутствие воспламенения топлива;

- Отсутствие давления в гидросистемах;
- Зависание оборотов турбокомпрессора;
- Превышение температуры газов перед турбиной;
- Отсутствие давления масла в главном редукторе;
- Кратковременное погасание табло СТАРТЁР РАБОТАЕТ;
- Давление масла в двигателе меньше допустимого;
- Позднее отключение стартера;
- Давление масла в двигателе на режиме малого газа (МГ) меньше допустимого;
- Несвоевременный выход двигателя на режим МГ;

На тренажёре предусмотрена возможность введения инструктором любой из перечисленных неисправностей. Ввод неисправности в математическую модель производится заменой нормальной временной зависимости соответствующего параметра временной зависимостью, характерной для вводимой неисправности.

Временные зависимости для нормального запуска.

*Частота вращения ТК:*

- в интервале  $t_{\zeta\grave{\alpha}\grave{\iota}}$  от 0 до 20 с  $n_{\delta\hat{e}} = 0 + 2,9 t_{\zeta\grave{\alpha}\grave{\iota}}$ ;
- в интервале от 20 с до 35 с  $n_{\delta\hat{e}} = 58 + 1,08 (t_{\zeta\grave{\alpha}\grave{\iota}} - 20)$ , при  $t_{\zeta\grave{\alpha}\grave{\iota}} > 35$  с -  $n_{\delta\hat{e}} = 74\%$ .

*Частота вращения НВ:*

*Для двигателя, запускаемого первым:*

- в интервале  $t_{\zeta\grave{\alpha}\grave{\iota}}$  от 0 до 7,5 с  $n_{\acute{\iota}\hat{\Lambda}} = 0$ ;
- в интервале от 7,5 с до 35 с  $n_{\acute{\iota}\hat{\Lambda}} = 0 + 1,46 (t_{\zeta\grave{\alpha}\grave{\iota}} - 7,5)$ ;
- в интервале от 35 с до 65 с  $n_{\acute{\iota}\hat{\Lambda}} = 40 + 0,48 (t_{\zeta\grave{\alpha}\grave{\iota}} - 35)$ .

*Для двигателя, запускаемого вторым:*

- в интервале от 0 с до 65 с  $n_{\acute{\iota}\hat{\Lambda}} = 45 + 0,154 t_{\zeta\grave{\alpha}\grave{\iota}}$ .

*Температура газов перед турбиной:*

- в интервале  $t_{\zeta\grave{\alpha}\grave{\iota}}$  от 0 до 8 с  $t_{\grave{\alpha}\grave{\alpha}\zeta} = 15^{\circ}\text{C}$ ;
- в интервале от 8 до 10 с  $t_{\grave{\alpha}\grave{\alpha}\zeta} = 15 + 155,6 (t_{\zeta\grave{\alpha}\grave{\iota}} - 8)^{\circ}\text{C}$ ;
- в интервале от 10 до 15 с  $t_{\grave{\alpha}\grave{\alpha}\zeta} = 325 + 22,24 (t_{\zeta\grave{\alpha}\grave{\iota}} - 10)^{\circ}\text{C}$ ;
- в интервале от 15 до 30 с  $t_{\grave{\alpha}\grave{\alpha}\zeta} = 435 + 7,42 (t_{\zeta\grave{\alpha}\grave{\iota}} - 15)^{\circ}\text{C}$ ;
- в интервале от 30 до 65 с  $t_{\grave{\alpha}\grave{\alpha}\zeta} = 548 + 0,635 (t_{\zeta\grave{\alpha}\grave{\iota}} - 30)^{\circ}\text{C}$ .

*Давление масла в двигателе:*

- в интервале  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}$  от 0 до 30 с  $p_{i.\grave{a}\grave{a}}=0+0,118 t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}$ , при  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}} > 30$  с  $p_{i.\grave{a}\grave{a}}=3,54$  кГ/см<sup>2</sup>.

*Давление масла в главном редукторе:*

- в интервале  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}$  от 0 до 8 с  $p_{i.\grave{A}\grave{D}}=0$ ;
- в интервале  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}$  от 8 до 40 с  $p_{i.\grave{A}\grave{D}}=0+0,0864(t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}-8)$ , при  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}} > 40$  с  $p_{i.\grave{A}\grave{D}}=2,76$  кГ/см<sup>2</sup>.

*Напряжение в сети:*

- в интервале  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}$  от 0 до 1,5 с  $U = 27 - 5,69 t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}$  В;
- в интервале от 1,5 до 2,5 с  $U = 18,05 + 1,83 (t_{\zeta\grave{a}\grave{i}} - 1,5)$  В;
- в интервале от 2,5 до 25 с  $U = 19,8$  В;
- в интервале от 25 до 26 с  $U = 19,86 + 6,71 (t_{\zeta\grave{a}\grave{i}} - 25)$  В, при  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}} > 26$  с  $U = 26,6$  В.

*Давление в гидросистемах: (реализуется через «ММ гидросистем»).*

*Для основной гидросистемы:*

- в интервале  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}$  от 0 до 10 с  $p_{\grave{a}\grave{e}\grave{a}\grave{d}}=0$ ;
- в интервале  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}$  от 10 до 40 с  $p_{\grave{a}\grave{e}\grave{a}\grave{d}}=(0+0,242 (t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}-10))10$  кГ/см<sup>2</sup>;
- в интервале  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}$  от 40 до 52 с  $p_{\grave{a}\grave{e}\grave{a}\grave{d}}=(7,26-0,2725 (t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}-40))10$  кГ/см<sup>2</sup>;
- в интервале  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}$  от 52 до 55 с  $p_{\grave{a}\grave{e}\grave{a}\grave{d}}=(4,07+0,954 (t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}-52))10$  кГ/см<sup>2</sup>;
- в интервале  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}$  от 55 до 67 с  $p_{\grave{a}\grave{e}\grave{a}\grave{d}}=(7,22-0,2725 (t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}-55))10$  кГ/см<sup>2</sup>.

*Для дублирующей гидросистемы:*

- в интервале  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}$  от 0 до 10 с  $p_{\grave{a}\grave{e}\grave{a}\grave{d}}=0$ ;
- в интервале  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}$  от 10 до 25 с  $p_{\grave{a}\grave{e}\grave{a}\grave{d}}=(0+0,146 (t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}-10))10$  кГ/см<sup>2</sup>;
- в интервале  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}$  от 25 до 27 с  $p_{\grave{a}\grave{e}\grave{a}\grave{d}}=(2,19-1,01 (t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}-25))10$  кГ/см<sup>2</sup>.

В этих зависимостях время запуска для  $i$ -того временного шага отсчитывается от нажатия командиром воздушного судна (КВС) кнопки ЗАПУСК.

$$t_{\zeta\grave{a}\grave{i}} = t_i - \Delta t(k - i), \text{ где } k - \text{временной шаг нажатия кнопки ЗАПУСК.}$$

Как уже сказано, приведённый перечень временных зависимостей корректируется при вводе перечисленных выше неисправностей. Например, при вводе неисправности «Падение напряжения в сети ниже 16 В» заменяется временная зависимость напряжения в сети на следующую:

*Напряжение в сети:*

- в интервале  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}$  от 0 до 1,5 с  $U = 27 - 8,0 t_{\zeta\grave{a}\grave{i}}$  В;
- в интервале от 1,5 до 2,5 с  $U = 15$  В;
- в интервале от 2,5 до 3,5 с  $U = 15 + 4,8 (t_{\zeta\grave{a}\grave{i}} - 2,5)$  В;
- в интервале от 2,5 до 25 с  $U = 19,8$  В;
- в интервале от 25 до 26 с  $U = 19,86 + 6,71 (t_{\zeta\grave{a}\grave{i}} - 25)$  В, при  $t_{\zeta\grave{a}\grave{i}} > 26$  с  $U = 26,6$  В.

Значения подсчитанных на временном шаге параметров двигателя пересылаются в «Генератор информационного поля кабины» для перемещения стрелок соответствующих приборов и зажигания соответствующих табло.

После расчёта параметров проверяется положение СТОП-КРАНА. Если СТОП-КРАН закрыт (пилот по какой-либо причине выключил двигатель), в работу включается ММ «выбег ротора двигателя», которая обеспечивает имитацию изменения параметров двигателя на выбеге.

После запуска обоих двигателей математические модели «Запуск левого (правого) двигателя» работу прекращают, в работу вступают ММ «полётные режимы левого (правого) двигателя». Управление индикатором частоты вращения несущего винта передаётся ММ несущего винта.

Математические модели «полётные режимы левого (правого) двигателя» решают две задачи: имитирует работу системы автоматического управления двигателем и производят расчёт параметров двигателя. Автоматическая система управления двигателем устанавливает разрешённый режим работы двигателя для конкретных условий – положения рычагов управления двигателем («ШАГ-ГАЗ», РРУД, переключатель чрезвычайного режима «ЧР»), давления и температуры окружающей среды.

При создании тренажёра сохранён основной агрегат управления двигателем – дифференциальный узел, в котором кинематически объединяется управление рычагом общего шага и рычагами отдельного управления двигателями. Обе ветви управления через систему тяг и качалок поворачивают закреплённый на двигателе рычаг управления. На тренажёре сохранены тяги, выходящие из дифференциального узла, линейное перемещение которых пропорционально углу поворота рычага управления соответствующим двигателем. Именно перемещение этих тяг фиксируется датчиками и передаётся в математическую модель левого (правого) двигателя.

Весь диапазон угла поворота рычага управления двигателем  $\alpha_{D\acute{O}\grave{A}}$  разделён на три зоны (рис.3.).

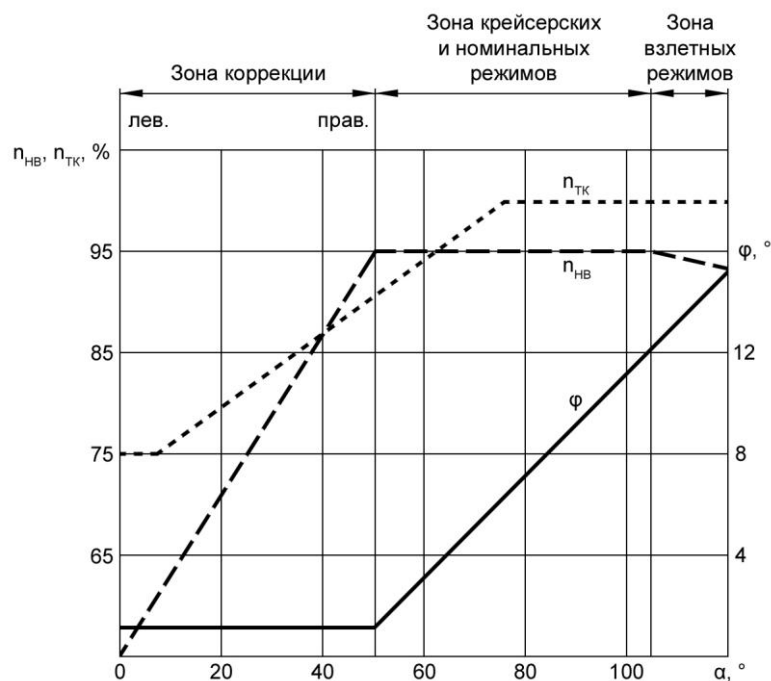


Рис. 3. Зоны законов регулирования:  $n_{\delta\epsilon} = const$  и  $n_{i\hat{A}} = const$

Зона коррекции – рычаг ШАГ-ГАЗ в нижнем положении, двигатель управляется рукояткой коррекции путём поворота из положения ЛЕВАЯ КОРРЕКЦИЯ в положение ПРАВАЯ КОРРЕКЦИЯ. В этой зоне система автоматического управления двигателем поддерживает постоянной частоту вращения турбокомпрессора  $n_{\delta\epsilon}$ , соответствующую углу поворота рукоятки коррекции и, соответственно углу поворота рычага управления двигателем  $\alpha_{D\hat{O}\hat{A}}$ . При правой коррекции ( $\alpha_{D\hat{O}\hat{A}}=50^\circ$ ) частота вращения турбокомпрессора  $n_{\delta\epsilon}=94\%$ , что обеспечивает мощность двух двигателей, достаточную для вращения НВ с частотой  $n_{i\hat{A}}=95\%$  при минимальном общем шаге НВ  $\varphi_{i\phi}=1^\circ$ .

Зона крейсерских и номинального режимов. В этой зоне при повороте рычага управления двигателем производится перенастройка регулятора частоты вращения турбокомпрессора и увеличение общего шага НВ. Управление двигателем в этой зоне осуществляется по закону  $n_{i\hat{A}} = const$ . Частота вращения турбокомпрессора устанавливается из условия равенства мощности, развиваемой двумя двигателями, мощности, потребной для вращения НВ с частотой вращения  $95\%$  при общем шаге НВ  $\varphi_{i\phi}$ , соответствующем положению рычага управления двигателем  $\alpha_{D\hat{O}\hat{A}}$  (см. рис.3.). При  $\varphi_{i\phi}=12^\circ$  частота вращения  $n_{\delta\epsilon}$  становится равной настроечной. Это соответствует  $\alpha_{D\hat{O}\hat{A}}\approx 104^\circ$ . Двигатель выходит на взлётную мощность.

Зона взлётных режимов. При дальнейшем повороте рычага управления двигателем вплоть до  $\alpha_{D\acute{O}\ddot{A}}=120^\circ$  частота вращения ТК поддерживается на уровне взлётной, но общий шаг НВ увеличивается до  $\varphi_{i\phi} = 15^\circ$ . В результате частота вращения НВ  $n_{i\dot{A}}$  на несколько процентов уменьшается.

При отказе одного двигателя другой двигатель автоматически переводится на взлётный режим, а при включённом переключателе ЧР на чрезвычайный режим. Частота вращения турбокомпрессора на чрезвычайном режиме  $\approx$  на 1% больше частоты вращения на взлётном режиме.

В математической модели двигателя выделяются параллельные четыре ветви, соответствующие рассмотренным выше зонам. Попадание в одну из этих ветвей на очередном временном шаге  $i$  определяется величиной угла поворота рычага управления двигателем  $\alpha_{D\acute{O}\ddot{A}i}$  и рядом условий, связанных с выключением одного двигателя.

Угол поворота  $\alpha_{D\acute{O}\ddot{A}i} = \alpha_{D\acute{O}\ddot{A}i-1} + \Delta\alpha_{D\acute{O}\ddot{A}i}$ , где  $\Delta\alpha_{D\acute{O}\ddot{A}i}$  определяется по изменению пилотом на временном шаге  $i$  положения выходной тяги дифференциального узла.

### ***Математическая модель зоны коррекции***

В этой зоне общий шаг НВ постоянен и равен минимальному  $\varphi_{i\phi} = 1^\circ$ . По мере поворота рукоятки коррекции вправо увеличиваются частота вращения ТК и, соответственно, частота вращения НВ. Увеличение частоты вращения ТК зависит от скорости поворота рукоятки коррекции. Существует понятие приёмности двигателя – это такая скорость поворота рукоятки коррекции и, соответственно, скорость изменения  $n_{\delta\hat{e}}$ , при которой углу поворота рукоятки будет соответствовать частота вращения ТК, равная настроечной частоте вращения. Приёмность двигателя в этой зоне приведена в Руководстве по лётной эксплуатации.

Алгоритм этой зоны выглядит следующим образом.

Определяется частота вращения ТК на  $i$ -том шаге в предположении изменения  $n_{\delta\hat{e}}$  в темпе приёмности двигателя:

$$n_{\delta\hat{e}.i} = n_{\delta\hat{e}.i-1} + \left( \frac{dn_{\delta\hat{e}}}{dt} \right)_i \Delta t$$

По графику из РЛЭ находится настроечное значение  $n_{\delta\hat{e}}$

$$n_{\delta\hat{e}.i\grave{a}\grave{n}\grave{o}..i} = f(\alpha_{D\acute{O}\ddot{A}i})$$



Неравенство  $n_{\delta \hat{e}.i} > n_{\delta \hat{e}.i \text{анод}.i}$  означает, что поворот рукоятки коррекции осуществлялся в темпе, меньше чем приёмистость двигателя. Поэтому принимается  $n_{\delta \hat{e}.i} = n_{\delta \hat{e}.i \text{анод}.i}$ .

Неравенство  $n_{\delta \hat{e}.i} < n_{\delta \hat{e}.i \text{анод}.i}$  означает, что поворот рукоятки коррекции осуществлялся в темпе, больше чем приёмистость двигателя. Поэтому принимается за  $n_{\delta \hat{e}.i}$  меньшее значение  $n_{\delta \hat{e}}$ . В этом случае  $n_{\delta \hat{e}.i}$  будет отставать от  $n_{\delta \hat{e}.i \text{анод}.i}$ .

Далее следует расчёт параметров двигателя – определение мощности, часового расхода топлива и температуры газов перед турбиной – (см. Расчёт параметров двигателя).

### **Математическая модель зоны II и I крейсерских режимов и номинального режима**

В этой зоне настроечное значение  $n_{\delta \hat{e}}$  избыточно для получения  $n_{f\hat{A}} = 95\%$ . Это создаёт условия регулятору  $n_{f\hat{A}}$  обеспечить в это зоне  $n_{f\hat{A}} = 95\%$  за счёт уменьшения  $n_{\delta \hat{e}}$  по сравнению с  $n_{\delta \hat{e}}$  настроечным. Соотношение между равновесным значением  $n_{\delta \hat{e}}$ , обеспечивающим  $n_{f\hat{A}} = 95\%$ , и настроечным значением  $n_{\delta \hat{e}}$  показано на рис.4.

Приёмистость двигателя в этой зоне зависит от разности настроечной частоты и равновесной частоты вращения ТК

$$\frac{dn_{\delta \hat{e}}}{dt} = \frac{1}{T_{\hat{a}\delta}} (n_{\delta \hat{e}.i \text{анод}.i} - n_{\delta \hat{e}.i \text{равн}.i}).$$

Постоянная времени  $\hat{O}_{\hat{a}\delta}$  подбирается экспериментально.

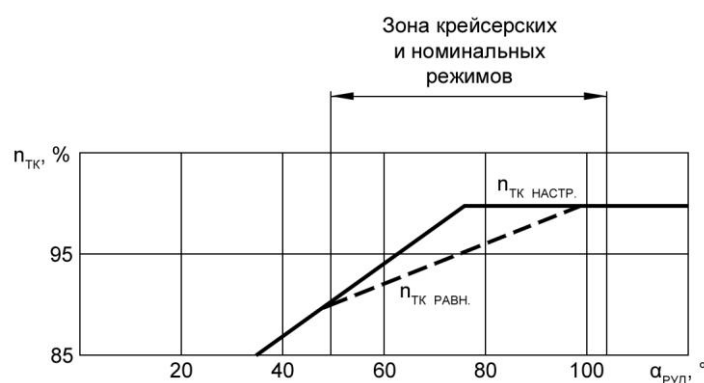


Рис. 4. Настроечные и равновесные значения частоты вращения ТК

Алгоритм этой зоны выглядит следующим образом.

По графику из РЛЭ находится настроечное и равновесное значения  $n_{\delta \hat{e}}$

$$n_{\delta\epsilon} \dots i = f_i(\alpha_{\text{ДОА}i}); \quad n_{\delta\epsilon} \dots i = f_{\delta}(\alpha_{\text{ДОА}i})$$

Определяется частота вращения ТК на  $i$ -том шаге в предположении изменения  $n_{\delta\epsilon}$  в темпе приёмности двигателя:

$$n_{\delta\epsilon} \dots i = n_{\delta\epsilon} \dots i-1 + \left( \frac{dn_{\delta\epsilon}}{dt} \right)_i \Delta t$$

Неравенство  $n_{\delta\epsilon} \dots i > n_{\delta\epsilon} \dots i$  означает, что «взятие» рукоятки ШАГ-ГАЗ осуществлялся в темпе, меньше чем приёмность двигателя. Поэтому принимается  $n_{\delta\epsilon} \dots i = n_{\delta\epsilon} \dots i$ .

Неравенство  $n_{\delta\epsilon} \dots i < n_{\delta\epsilon} \dots i$  означает, что «взятие» рукоятки ШАГ-ГАЗ осуществлялся в темпе, больше чем приёмность двигателя. Поэтому принимается за  $n_{\delta\epsilon} \dots i$  меньшее значение  $n_{\delta\epsilon}$ . В этом случае  $n_{\delta\epsilon} \dots i$  будет отставать от  $n_{\delta\epsilon} \dots i$ .

Далее следует расчёт параметров двигателя – определение мощности, часового расхода топлива и температуры газов перед турбиной – (см. Расчёт параметров двигателя).

### **Математическая модель зоны взлётных режимов**

Начало этой зоны определяется из условия достижения общего шага НВ величины  $12^\circ$  и достижением равенства  $n_{\delta\epsilon} \dots i = n_{\delta\epsilon} \dots i$ . При дальнейшем повороте рычага управления двигателем общий шаг НВ увеличивается, а частота вращения ТК и, следовательно, мощность двигателя остаются неизменными. Этот режим именуется взлётным. На этом режиме двигатель управляется электронным регулятором двигателя. Электронный регулятор подсчитывает три значения взлётной частоты вращения ТК:

1.  $n_{\delta\epsilon} \dots i \leq 101\%$ . Это условие защиты от разрушения лопаток ТК центробежными силами.
2.  $n_{\delta\epsilon} \dots i \leq 109,1 + 0,159 t_H - 14,41 p_H$ . Это условие защиты ТК и трансмиссию от разрушения из-за превышения допустимой мощности.
3.  $n_{\delta\epsilon} \dots i \leq 100,5 + 0,192 t_H$ . Это условие защиты от попадания в помпаж компрессора.

Наименьшее из трёх принимается за частоту вращения ТК на взлётном режиме  $n_{\delta\epsilon} \dots i$  и поддерживается на этом уровне во всей зоне взлётных режимов.

Алгоритм этой зоны выглядит следующим образом.

На  $i$ -том временном шаге подсчитываются три значения  $n_{\delta\epsilon} \dots i$  и наименьшее принимается за  $n_{\delta\epsilon} \dots i$ .

Далее следует расчёт параметров двигателя – определение мощности, часового расхода топлива и температуры газов перед турбиной – (см. Расчёт параметров двигателя). Значение мощности передаётся в математическую модель несущего винта, а значение расхода топлива – в математическую модель топливной системы. Кроме того, значения частоты вращения ТК и температуры газов передаются в «Генератор информационного поля кабины» для перемещения стрелок соответствующих указателей.

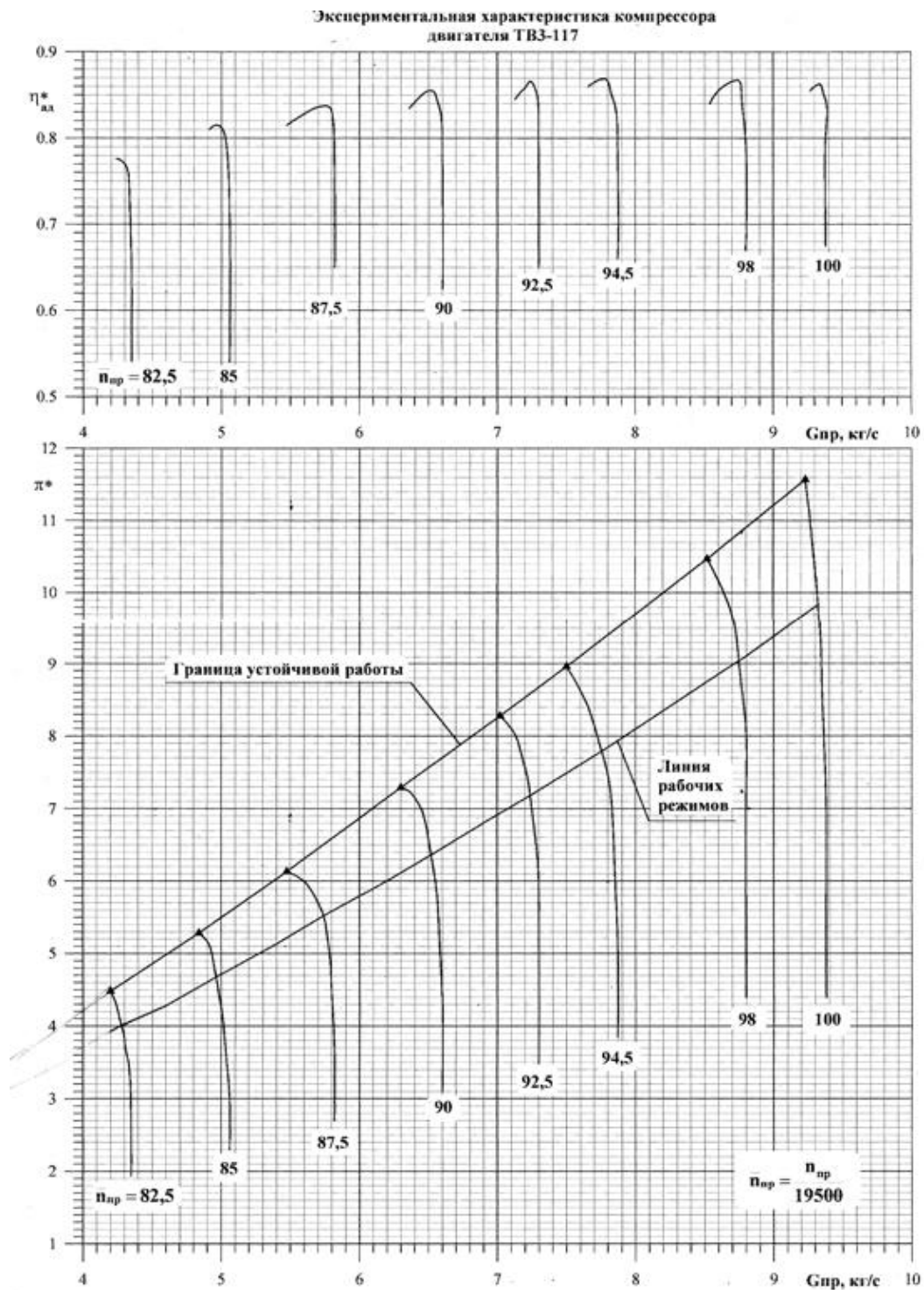


Рис. 5. Характеристика компрессора двигателя ТВ3-117 в приведённых параметрах

### Математическая модель зоны чрезвычайного режима

Электронный регулятор двигателя автоматически переводит двигатель на чрезвычайный режим при отказе другого двигателя при наличии следующих условий: включён переключатель ЧР,  $n_{\delta\hat{e}} - n_{\delta\hat{e}\dots\hat{i}\delta\hat{e}} = 5 - 9\%$ ,  $\alpha_{D\acute{O}\ddot{A}} > 75^\circ$ ,  $n_{\delta\hat{e}\dots\hat{a}\zeta\ddot{e}} > n_{\delta\hat{e}}$  на 1%.

При выполнении этих условий частота вращения увеличивается на 1% по сравнению с взлётным режимом, т.е.  $n_{\delta\hat{e}\dots D} = n_{\delta\hat{e}\dots\hat{a}\zeta\ddot{e}} + 1\%$ .

Алгоритм этой зоны выглядит следующим образом. На  $i$ -том временном шаге подсчитываются  $n_{\delta\hat{e}\dots\hat{a}\zeta\ddot{e}.i}$  и  $n_{\delta\hat{e}\dots D.i}$ . Далее следует расчёт параметров двигателя – определение мощности, часового расхода топлива и температуры газов перед турбиной – (см. Расчёт параметров двигателя).

### Расчёт параметров двигателя

При расчёте параметров двигателя используется реальная характеристика компрессора с линией рабочих режимов (рис.5).

По точкам пересечения линии рабочих режимов с линиями  $n_{i\delta} = const$  с использованием обычных для теории газотурбинных двигателей формул [4] строится дроссельная характеристика двигателя в относительных приведённых параметрах (рис.6.).

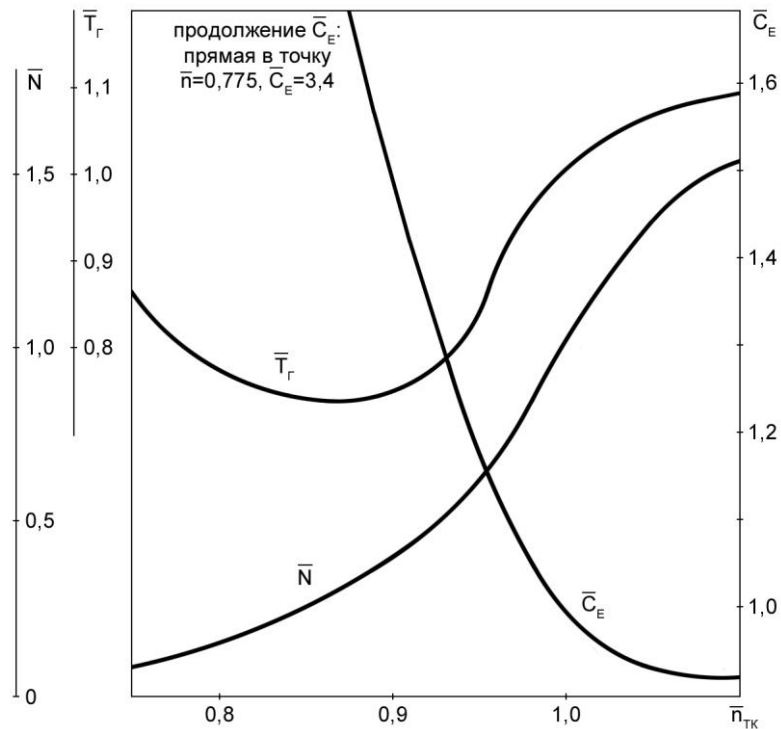


Рис. 6. Дроссельная характеристика двигателя ТВ3-117ВМ в относительных приведённых параметрах

Связь между действительными и относительными параметрами устанавливается по формулам:

$$\begin{aligned}\bar{C}_{\dot{a}} &= C_{\dot{a}} / \tilde{N}_{\dot{a}0} \\ \bar{\Theta}_{\dot{a}} &= \frac{\dot{\Theta}_{\dot{a}} / T_H}{T_{\dot{a}0} / 288} \\ \bar{N} &= \frac{N}{N_0} \frac{1,0133}{p_H} \sqrt{\frac{T_H}{288}} \\ \bar{n}_{\dot{\delta}\dot{\epsilon}} &= \frac{n_{\dot{\delta}\dot{\epsilon}}}{n_{\dot{\delta}\dot{\epsilon},0}} \sqrt{\frac{288}{T_H}}\end{aligned}$$

В этих формулах значком 0 обозначены параметры двигателя на взлётном режиме при стандартных земных атмосферных условиях по международной стандартной атмосфере (МСА).

$$n_{\dot{\delta}\dot{\epsilon},0} = 96.88\%; \quad C_{\dot{a},0} = 0,236 \text{ кг/л.с. час}; \quad N_0 = 2000 \text{ л.с.}; \quad T_{\dot{a},0} = 1163 \text{ К.}$$

Вычислительная процедура определения параметров двигателя – мощности, температуры и расхода топлива – по заданным частоте вращения ТК и параметров окружающей среды сводится к следующему.

По дроссельной характеристике (рис.6.) находятся относительные величины  $\bar{N}$ ,  $\bar{\Theta}_{\dot{a}}$ ,  $\bar{C}_{\dot{a}}$ . При табличном (матричном) представлении дроссельной характеристики нахождение этих величин сводится к процедуре интерполяции.

По полученным относительным величинам рассчитываются параметры двигателя.

$$\begin{aligned}N &= N_0 \cdot \bar{N} \frac{p_H}{1,0133} \sqrt{\frac{288}{T_H}} \\ T_{\dot{a}} &= T_{\dot{a},0} \cdot \bar{\Theta}_{\dot{a}} \frac{T_H}{288} \\ C_{\dot{a}} &= \bar{C}_{\dot{a}} \cdot \tilde{N}_{\dot{a},0} \\ G_{\dot{\delta}\dot{\epsilon}} &= \tilde{N}_{\dot{a}} \cdot N\end{aligned}$$

Значение мощности передаётся в математическую модель несущего винта, а значение расхода топлива – в математическую модель топливной системы. Кроме того, значения частоты вращения ТК и температуры газов передаются в «Генератор информационного поля кабины» для перемещения стрелок соответствующих указателей.

После расчёта параметров проверяется положение СТОП-КРАНА. Если СТОП-КРАН закрыт (пилот по какой-либо причине выключил двигатель), в работу включается ММ

«выбег ротора двигателя», которая обеспечивает имитацию изменения параметров двигателя на выбеге.

#### **4. Выводы**

Разработанная математическая модель двигателя ТВЗ-117ВМ с реальной гидромеханической и электронной системой управления реализована на лётном тренажёре вертолётa МИ-8МТВ, который успешно эксплуатируется в авиационном учебном центре «СПАРК».

#### **Библиографический список**

1. Богданов А.Д., Калинин Н.П., Кривко А.И. Турбовальный двигатель ТВЗ-117ВМ. Конструкция и техническая эксплуатация. –М.: Воздушный транспорт, 2000, -392 с.
2. Данилов А.Д. Вертолёт МИ-8МТВ. Конструкция и техническая эксплуатация. -М.: Транспорт, 1998, -311с.
3. Двигатель ТВЗ-117. Инструкция по технической эксплуатации, книги 1-3, 1979 г.
4. Казанджан П.К., Тихонов Н.Д., Шулейкин В.Т. Теория авиационных двигателей. Рабочий процесс и эксплуатационные характеристики газотурбинных двигателей. -М.: Транспорт, 2002, -288 с.
5. Руководство по лётной эксплуатации вертолётa МИ-8МТВ (с дополнениями и изменениями). Введено в действие отделом лётной эксплуатации Департамента воздушного транспорта РФ 14 мая 1994 г.

#### **Сведения об авторе**

Рыбкин Павел Николаевич, Генеральный директор ЗАО «НПО «СПАРК», кандидат технических наук, доцент, доцент.

ЗАО «НПО «СПАРК», ул.Пилотов, 12, г.Санкт-Петербург, 196210; тел.: – +7-921-9349-42-40; e-mail: pavelnr@sparc.spb.ru

