

УДК 681.518: 519.81

**О.В. ВЕДЕРНИКОВ, Р.А. ШЕВЧЕНКО, А.А. ШТЫКОВ***АО «МОТОР СИЧ», Запорожье, Украина***ВЕРИФИКАЦИЯ МЕТОДА КОСВЕННОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА НА ВХОДЕ В ТУРБИНУ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ СТЕНДОВЫХ ИСПЫТАНИЙ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ТВаД СО СВОБОДНОЙ ТУРБИНОЙ**

*На примере закона ограничения, используемого в системе автоматического управления малоразмерного турбовального двигателя, рассмотрена методика верификации способа расчета температуры газа на входе в турбину компрессора на основании измеряемых параметров двигателя. Определены основные этапы верификации, а также описаны пути их реализации. Представлены итоги работ по начальному этапу проверки работоспособности закона ограничения температуры газа одного из разрабатываемых на АО «МОТОР СИЧ» ТВаД, которые получены на основании результатов стендовых испытаний ряда экземпляров двигателей рассматриваемого семейства.*

**Ключевые слова:** турбовальный двигатель, верификация, закон ограничения, температура газа, косвенное определение, стендовые испытания.

**Введение**

Одной из функций современных систем автоматического управления авиационных турбореактивных двигателей является обеспечение не превышения определенными параметрами двигателя их максимально допустимых значений. Для турбовальных двигателей такими параметрами являются:

- мощность на выводном валу двигателя  $N_B$ ;
- физическая частота вращения ротора турбокомпрессора  $n_{TK}$ ;
- приведенная частота вращения ротора турбокомпрессора  $n_{TK\text{пр}}$ ;
- полная температура газа на входе в турбину компрессора  $T_{Г}^*$ .

Значения этих параметров могут определяться как с помощью прямых измерений, так и косвенным путем – рассчитываться по формулам с использованием данных прямых измерений различных физических величин.

На одном из разрабатываемых в настоящее время на АО «МОТОР СИЧ» малоразмерном ТВаД прямое измерение значения  $T_{Г}^*$  по ряду причин невозможно. В связи с этим на данном двигателе внедряется закон ограничения максимального допустимого значения температуры газа перед турбиной компрессора на основании косвенного определения этой температуры с помощью пересчета через измеряемые параметры.

Учитывая важность обеспечения не превышения в эксплуатации максимально допустимого значения  $T_{Г}^*$  возникла необходимость проверки работоспособности метода расчетного определения данной температуры.

В статье представлен предполагаемый объем работ по верификации, рассмотрены основные этапы проверки работоспособности используемого закона ограничения, а также описаны результаты работ по данной тематике, проведенных на АО «МОТОР СИЧ» к настоящему времени.

**1. Этапы верификации метода косвенного определения  $T_{Г}^*$** 

Обеспечение не превышения температурой газа максимально допустимого значения должно гарантированно выполняться во всех возможных условиях эксплуатации на различных режимах работы двигателя. В связи с этим при косвенном определении температуры газа перед турбиной компрессора ее значение рассчитывается на основании ряда замеренных параметров:

- температуры газа за свободной турбиной;
- частоты вращения ротора турбокомпрессора;
- температуры воздуха на входе в двигатель;
- давления воздуха на входе в двигатель.

Также в формуле расчета участвует поправочный коэффициент, который учитывает отклонение параметров конкретного экземпляра от параметров среднестатистического двигателя (межэкземплярный разброс)  $k_{экс}$ .

Для проверки возможности применения закона ограничения на основании косвенного определения  $T_{Г}^*$  необходимо провести комплекс работ для подтверждения его надежной работы в широком диапазоне температур и давлений наружного воздуха для двигателей данного семейства.

### 1.1. Верификация формулы косвенного определения $T_{Г}^*$

Формула расчета  $T_{Г}^*$  определяется с помощью математической модели разрабатываемого ТВаД. Как правило, математическая модель разрабатывается на основании расчетно-экспериментальных характеристик узлов и идентифицируется по результатам испытаний ряда полноразмерных двигателей. Таким образом, математическая модель соответствует среднему двигателю данного семейства и не учитывает межэкземплярный разброс параметров.

Для учета отклонений параметров конкретного экземпляра от параметров среднестатистического двигателя в формуле расчета температуры газа перед турбиной используется специальная поправка – коэффициент  $k_{экз}$ . Данный коэффициент определяется для каждого экземпляра двигателя по специальной методике.

Таким образом, на первом этапе верификации рассматриваемого закона ограничения необходимо выполнить следующие проверки:

- необходимости использования  $k_{экз}$ ;
  - достоверности и надежности выбранной методики определения  $k_{экз}$ ;
  - достаточности использования  $k_{экз}$  для учета отклонений параметров конкретного экземпляра от среднестатистического двигателя;
  - адекватности выбранного метода расчета  $T_{Г}^*$ .
- Эти проверки следует выполнять на этапе производства опытных образцов по возможности на каждом экземпляре двигателя.

Для выполнения указанных проверок для конкретного экземпляра двигателя необходимо выполнить ряд работ:

- по выбранной методике определить значение поправки, учитывающей межэкземплярный разброс  $k_{экз}$ ;
- провести испытания двигателя с дополнительной препарировкой, позволяющей выполнить прямой замер температуры газа перед турбиной. В ходе данных испытаний значение  $T_{Г}^*$  должно быть в диапазоне максимально допустимых значений данной температуры для различных режимов работы двигателя;
- по результатам испытаний рассчитать значение температуры газа на входе в турбину на основании замеров штатных параметров с учетом поправки  $k_{экз}$ ;
- определить  $T_{Г}^*$  по показаниям дополнительной препарировки;
- сравнить полученные с помощью двух методов значения температуры газа перед турбиной.

В процессе эксплуатации происходит износ деталей двигателя, что приводит к изменению харак-

теристики узлов. Таким образом, формула определения  $T_{Г}^*$  для «нового» двигателя и двигателя в конце эксплуатации может отличаться. Для оценки влияния износа узлов двигателя на точность расчета температуры газа на входе в турбины следует выполнить указанные выше работы на двигателе до и после эквивалентных циклических испытаний.

В ходе работ на данном этапе верификации при необходимости возможно внесение изменений как в способ учета межэкземплярного разброса, так и в методику определения поправки к формуле расчета  $T_{Г}^*$ .

### 1.2. Отладка алгоритмов работы САУ

На втором этапе верификации работоспособности закона ограничения с косвенным определением  $T_{Г}^*$  выполняется разработка и отладка алгоритмов работы САУ.

Система автоматического управления двигателем должна обеспечивать непревышение максимально допустимого уровня температурой газа перед турбиной как на установившихся, так и на переходных режимах работы двигателя.

Для сокращения времени доводки двигателя работы по отладке алгоритмов работы САУ могут производиться одновременно с работами первого этапа верификации.

### 1.3. Проверка работоспособности закона ограничения с косвенным определением $T_{Г}^*$ в стендовых условиях

Целью третьего этапа верификации является проверка работоспособности рассматриваемого закона ограничения на двигателе с разработанной на втором этапе САУ.

В рамках данных работ проводятся испытания ряда экземпляров двигателя со штатным блоком управления. Для проверки корректной работы закона ограничения  $T_{Г}^*$  необходимо проводить испытания при параметрах воздуха на входе в двигатель, обеспечивающих вступление в силу закон ограничения по температуре газа.

Для проверки работоспособности закона ограничения по  $T_{Г}^*$  во всем диапазоне ожидаемых температур наружного воздуха ряд испытаний выполняется на специально оборудованном стенде с подогревом воздуха на входе. В процессе испытаний проверяется работа закона ограничения на установившихся и переходных режимах работы двигателя.

### 1.4. Верификация закона управления во всех возможных условиях эксплуатации

Так как закон ограничения должен обеспечивать непревышение температурой газа ее макси-

мально допустимого значения во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации воздушного судна, то проверку его работы необходимо выполнить не только в земных, но и в высотных условиях.

С этой целью на четвертом этапе верификации следует провести испытания двигателя в термобарокамере. Такие испытания на специальном высотном стенде позволяют проверить работоспособность САУ в широком диапазоне температуры и давления воздуха на входе в двигатель.

Проведение испытаний в термобарокамере требует больших финансовых затрат, поэтому данный этап верификации работы закона ограничения  $T_{Г}^*$  целесообразно совместить с определением высотно-скоростных характеристик двигателя и поправочных коэффициентов к стандартным формулам приведения.

На основании результатов работ рассмотренных этапов верификации делается заключение о возможности применения закона ограничения с косвенным определением значения температуры газа перед турбиной компрессора.

## 2. Результаты начального этапа верификации закона ограничения $T_{Г}^*$ разрабатываемого на АО «МОТОР СИЧ» турбовального двигателя

В настоящее время на АО «МОТОР СИЧ» идет доводка малоразмерного ТВаД. В силу конструктивных особенностей прямой замер температуры газа на входе в турбину компрессора в штатной компоновке данного двигателя невозможен. Замер температуры газа производится за свободной турбиной.

В связи с этим, для обеспечения максимально возможных значений мощности в условиях высоких температур наружного воздуха на данном двигателе используется закон ограничения с косвенным определением температуры газа на входе в турбину компрессора. На данном двигателе для расчета  $T_{Г}^*$  используется зависимость представлена в виде функции:

$$T_{Г}^* = k_p \times k_{nt} \times k_{экз} \times T_{СТ}^*, \quad (1)$$

где  $k_p$  – коэффициент, учитывающий влияние полного давления на входе в двигатель;

$k_{nt}$  – коэффициент, учитывающий влияние частоты вращения ротора турбокомпрессора и температуры воздуха на входе в двигатель;

$k_{экз}$  – коэффициент, учитывающий отклонение параметров конкретного экземпляра двигателя от параметров среднестатистического двигателя;

$T_{СТ}^*$  – температура газов за свободной турбиной (замеренная штатным коллектором термопар).

Коэффициенты  $k_p$  и  $k_{nt}$  определены с помощью математической модели двигателя, разработанной на основании расчетно-экспериментальных характеристик узлов и идентифицированной по результатам испытаний ряда полноразмерных двигателей данного семейства.

Коэффициент  $k_{экз}$  определяется для каждого экземпляра двигателя в ходе специальных испытаний с дополнительной препарировкой.

Для проверки правильности выбранной формулы расчета  $T_{Г}^*$  в целом и методики определения  $k_{экз}$  в частности выполнены работы на ряде экземпляров полноразмерных двигателей рассматриваемого семейства.

В ходе данных работ проведены испытания двигателей с установленной дополнительной препарировкой для прямого замера температуры газа перед турбиной компрессора.

Результаты испытаний трех экземпляров двигателя приведены на рис. 1 – 3.

На данных рисунках представлены зависимости температуры газа перед турбиной компрессора от мощности на выводном валу. Значение температуры определено тремя способами:

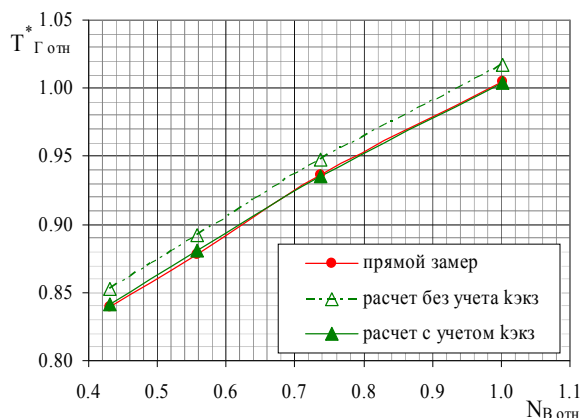


Рис. 1. Результаты испытаний экземпляра №1

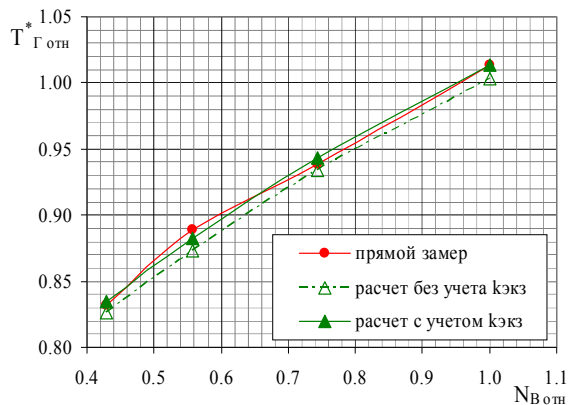


Рис. 2. Результаты испытаний экземпляра №2

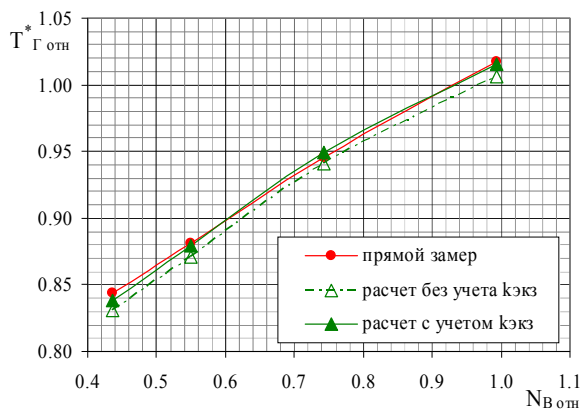


Рис. 3. Результаты испытаний экземпляра №3

- прямой замер с помощью термопар;
- расчет по используемой в законе ограничения формуле косвенного определения  $T_{Г}^*$  без учета  $k_{ЭКЗ}$ ;
- расчет по используемой в законе ограничения формуле косвенного определения  $T_{Г}^*$  с учетом  $k_{ЭКЗ}$ .

### 2.1. Оценка необходимости учета межэкземплярного разброса параметров двигателей

Тождественность параметров различных экземпляров двигателя определяется стабильностью производства деталей и сборки. Современный уровень производства и качества сборки не позволяет получить требуемую степень идентичности характеристик узлов в отдельности и двигателя в целом. Для учета отклонений параметров конкретного экземпляра двигателя от математической модели (среднестатистического двигателя) в формуле расчета температуры газа перед турбиной участвует специальный поправочный коэффициент  $k_{ЭКЗ}$ .

Определение значения данной поправки требует проведение дополнительных работ на каждом экземпляре двигателя как на этапе опытного, так и серийного производства. В связи с этим коэффициент  $k_{ЭКЗ}$  в случае высокой стабильности параметров двигателей рассматриваемого семейства целесообразно исключить из формулы (1).

Анализ графиков, представленных на рис. 1-3, показал, что отличие в значениях  $T_{Г}^*$ , определенных по формуле (1) без учета коэффициента  $k_{ЭКЗ}$  и с помощью прямого замера на высоких режимах работы двигателя составляет  $\pm 1,5\%$ . Таким образом, погрешность в определении  $T_{Г}^*$ , обусловленная межэкземплярным разбросом параметров рассматриваемых экземпляров двигателей, составляет  $3\%$ . Данный уровень погрешности является недопустимо большим.

Полученные результаты позволяют сделать вывод о том, что для двигателей рассматриваемого

семейства при косвенном определении температуры газа перед турбиной необходимо использовать поправку, учитывающую отклонение конкретного экземпляра от среднестатистического двигателя.

### 2.2. Методика определения $k_{ЭКЗ}$

Определение поправки, учитывающей межэкземплярный разброс, должно выполняться наиболее малозатратным, но в то же время надежным способом.

Расчет  $k_{ЭКЗ}$  для двигателей рассматриваемого семейства производится на основании измерений расхода воздуха через двигатель, температуры воздуха за компрессором и расхода топлива в ходе специальных испытаний. Из рис. 1 – 3 видно, что на всех экземплярах двигателей определенные косвенным методом значения  $T_{Г}^*$  хорошо совпадают с результатами прямых замеров.

Таким образом, полученные результаты позволяют сделать вывод о достаточности используемого коэффициента  $k_{ЭКЗ}$  для учета межэкземплярного разброса параметров двигателей, а также о правильности выбранной методики нахождения значения  $k_{ЭКЗ}$ .

### 2.3. Проверка правильности выбранной формулы расчета $T_{Г}^*$

Косвенное определение температуры газа на входе в турбину компрессора используется в САУ в законе ограничения максимально допустимого уровня данной температуры. Таким образом, требования к точности расчета предъявляются главным образом в зоне вступления в силу этого закона ограничения.

Для рассматриваемого семейства двигателей для различных режимов работы максимально допустимый уровень температуры газа перед турбиной находится в диапазоне  $(0,92 \dots 1,00)T_{Г отн}^*$ .

На рис. 1-3 показано, что в требуемом диапазоне значения прямого замера  $T_{Г}^*$  и расчета по формуле (1) совпадают для всех рассмотренных экземпляров двигателей.

Это позволяет сделать вывод о том, что выбранная формула для косвенного определения температуры газа на входе в турбину может быть использована для закона ограничения максимально допустимого уровня данной температуры во всем требуемом диапазоне режимов работы двигателей рассматриваемого семейства.

## Выводы

Для верификации закона ограничения с косвенным методом определения температуры газа перед турбиной компрессора следует провести ряд работ:

- проверку выбранной формулы расчета  $T_{Г}^*$ ;
- отладку алгоритмов работы САУ;
- проверку работоспособности закона ограничения в стендовых условиях на ряде экземпляров;
- верификация закона ограничения во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

Проведенные к настоящему времени работы на АО «МОТОР СИЧ» показали, что:

- для рассматриваемого семейства двигателей в формуле расчета  $T_{Г}^*$  необходимо использовать поправку  $k_{эз}$ , учитывающую отклонение конкретного экземпляра от среднестатистического двигателя;
- выбранная формула определения  $T_{Г}^*$  позволяет использовать ее для закона ограничения в требуемом диапазоне режимов работы двигателей.

## Литература

1. Ведерников, О.В. Обеспечение максимально возможного значения мощности малоразмерных ТВаД со свободной турбиной в условиях высоких температур наружного воздуха [Текст] / О.В. Ведерников, Р.А. Шевченко, А.А. Штыков // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 10/87. – С. 58-62.
2. Литвинов, Ю.А. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей [Текст] / Ю.А. Литвинов, В.О. Боровик. – М.: Машиностроение, 1979. – 288 с.
3. Скубачевский, Л.С. Испытания воздушно-реактивных двигателей [Текст] / Л.С. Скубачевский. – М.: Машиностроение, 1972. – 228 с.

Поступила в редакцию 21.05.2012

**Рецензент:** д-р техн. наук, проф., заведующий каф. 203 С.В. Епифанов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

### ВЕРИФІКАЦІЯ МЕТОДУ НЕПРЯМОГО ВИЗНАЧЕННЯ ТЕМПЕРАТУРИ ГАЗА НА ВХОДІ В ТУРБІНУ КОМПРЕСОРА ЗА РЕЗУЛЬТАТАМИ СТЕНДОВИХ ВИПРОБУВАНЬ МАЛОРОЗМІРНОГО ТВАД З ВІЛЬНОЮ ТУРБІНОЮ

*О.В. Ведерніков, Р.О. Шевченко, А.О. Штыков*

На прикладі закону обмеження, що використовується в системі автоматичного керування малорозмірного турбовального двигуна, розглянута методика верифікації способу розрахунку температури газу на вході в турбіну компресора на основі заміряних параметрів двигуна. Визначені основні етапи верифікації, а також описані шляхи їх реалізації. Наведені підсумки робіт початкового етапу перевірки працездатності закону обмеження температури газу одного з двигунів, що розробляється на АТ «МОТОР СИЧ», які отримані на підставі результатів стендових випробувань низки екземплярів двигунів.

**Ключові слова:** турбовальний двигун, верифікація, закон обмеження, температура газу, непряме визначення, стендові випробування.

### VERIFICATION OF THE INDIRECT DETERMINATION OF THE GAS TEMPERATURE UPSTREAM THE COMPRESSOR TURBINE TO RESULTS OF BENCH TESTS OF THE LOW-SIZED TURBOSHAFT AIRCRAFT ENGINE WITH THE FREE TURBINE

*O.V. Vedernikov, R.A. Shevchenko, A.A. Shtikov*

On an example of the law of the limitation used in an automatic control system of the low-sized turboshaft aircraft engine, the technique of verification of a way of calculation of gas temperature gas upstream the compressor turbine on the basis measured parameters of the engine is considered. Principal phases of verification are determined, and also ways of their realization are described. Results of activities on the initial stage of functional check of the law of limitation of gas temperature of one of developed on SC "MOTOR SICH" engine, which are received on the basis of results of bench tests of some specimens of engines of considered family, are shown.

**Key words:** turboshaft engine, verification, law of the limitation, gas temperature, indirect determination, bench tests.

**Ведерников Олег Владимирович** – инженер-конструктор ОПРГДРиИП УГК АО «МОТОР СИЧ», Запорожье, Украина, e-mail: revers.ugk@motorsich.com.

**Шевченко Роман Александрович** – начальник группы ГДРиММ ОПРГДРиИП УГК АО «МОТОР СИЧ», Запорожье, Украина, e-mail: revers.ugk@motorsich.com.

**Штыков Андрей Александрович** – начальник ОПРГДРиИП УГК АО «МОТОР СИЧ», Запорожье, Украина, e-mail: revers.ugk@motorsich.com.