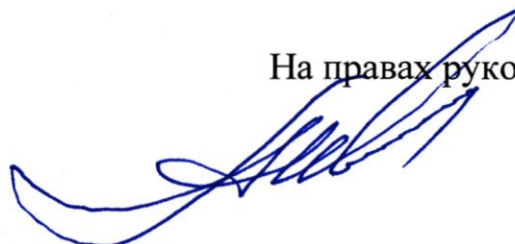


ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ»
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

На правах рукописи



Иванов Артем Викторович

**ТЕХНОЛОГИЯ КОМПЛЕКСНЫХ ПОЛУНАТУРНЫХ
ИССЛЕДОВАНИЙ СИСТЕМ АВТОМАТИЧЕСКОГО
УПРАВЛЕНИЯ СООСНЫХ ВИНТОВЕНТИЛЯТОРОВ
ТУРБОВИНТОВЕНТИЛЯТОРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Специальность 05.07.05

«Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки
летательных аппаратов»

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель
кандидат технических наук,
доцент Бабин Сергей Васильевич

Москва – 2018

ОГЛАВЛЕНИЕ

| | |
|---|----|
| ВВЕДЕНИЕ..... | 7 |
| Глава 1 Технология комплексных полунатурных испытаний соосных винтовентиляторов и агрегатов САУ в замкнутых каналах управления. Анализ проблем, возникающих при разработке винтовентиляторов и их САУ..... | 21 |
| 1.1 Структурная организация и базовые характеристики стенда полунатурного моделирования для испытаний винтовентиляторов и их САУ..... | 21 |
| 1.2 Структура и характеристики программного обеспечения современного СПМ... .. | 25 |
| 1.3 Структура математических моделей СПМ, их описание и взаимодействие с объектом испытания | 35 |
| 1.4 Анализ программных комплексов, позволяющих моделировать работу ГТД, и анализ возможности их применения на СПМ..... | 48 |
| 1.4.1 GasTurb 12 (Германия)..... | 48 |
| 1.4.2 GSP 11 (Нидерланды) | 51 |
| 1.4.3 ГРАД, ГРЭТ (Россия, Казань)..... | 52 |
| 1.4.4 Программный комплекс АСТРА (Россия, Самара)..... | 52 |
| 1.4.5 Комплексный математический стенд (Россия, Москва)..... | 53 |
| 1.4.6 DVIGw (Россия, Уфа) | 54 |
| 1.5 Постановка цели и задач исследования..... | 55 |
| Глава 2 Разработка поузловой (поэлементной) нелинейной термодинамической ММ ТВВД на примере ТВВД Д-27 для стенда полунатурного моделирования..... | 57 |
| 2.1 Основные подходы при разработке поузловой нелинейной термодинамической ММ ТВВД | 57 |
| 2.2 Структурная схема поузловой (поэлементной) нелинейной термодинамической ММ ТВВД на примере ТВВД Д-27 | 58 |
| 2.3 Расчет условий полета: значений давления торможения и температуры торможения на входе в двигатель..... | 61 |

| | |
|---|----|
| 2.3.1 Расчет наружной физической температуры и наружного физического давления по МСА на заданной высоте..... | 61 |
| 2.3.2 Расчет наружной физической температуры и наружного физического давления с учетом отклонения от МСА..... | 62 |
| 2.3.3 Расчет показателя адиабаты наружного воздуха с учетом отклонения температуры от МСА..... | 63 |
| 2.3.4 Расчет числа Маха..... | 63 |
| 2.3.5 Расчет температуры торможения и давления торможения на входе в двигатель | 64 |
| 2.4 Термодинамический расчет основных элементов газогенератора ТВВД на примере ТВВД Д-27 | 64 |
| 2.4.1 Термодинамический расчет компрессора низкого давления | 65 |
| 2.4.1.1 Расчет приведенной частоты вращения ротора НД..... | 65 |
| 2.4.1.2 Расчет массового приведенного расхода воздуха через КНД | 65 |
| 2.4.1.3 Расчет термогазодинамических параметров на входе в КНД | 69 |
| 2.4.1.4 Расчет термогазодинамических параметров на выходе из КНД..... | 69 |
| 2.4.1.5 Расчет удельной работы, совершаемой КНД | 69 |
| 2.4.1.6 Расчет мощности, потребляемой КНД..... | 70 |
| 2.4.1.7 Расчет массового расхода воздуха на выходе из КНД..... | 70 |
| 2.4.2 Термодинамический расчет компрессора высокого давления..... | 70 |
| 2.4.2.1 Расчет приведенной частоты вращения ротора ВД..... | 70 |
| 2.4.2.2 Расчет массового приведенного расхода воздуха через КВД | 71 |
| 2.4.2.3 Расчет степени повышения давления торможения КВД и КПД по параметрам торможения..... | 71 |
| 2.4.2.4 Расчет термогазодинамических параметров на выходе из КВД..... | 72 |
| 2.4.2.5 Расчет удельной работы, совершаемой КВД | 73 |
| 2.4.2.6 Расчет мощности, потребляемой КВД..... | 73 |
| 2.4.2.7 Расчет массового расхода воздуха на выходе из КВД (на входе в КС) | 73 |
| 2.4.3 Термодинамический расчет камеры сгорания | 74 |
| 2.4.3.1 Расчет массового расхода газа на выходе из КС (на входе в ТВД) | 74 |
| 2.4.3.2 Расчет параметров топлива, подаваемого в КС | 74 |

| | |
|--|----|
| 2.4.3.3 Расчет термогазодинамических параметров на выходе из КС..... | 74 |
| 2.4.3.4 Расчет температуры торможения газа на выходе из КС путем последовательного приближения | 76 |
| 2.4.4 Термодинамический расчет турбины высокого давления..... | 76 |
| 2.4.4.1 Расчет пропускной способности ТВД..... | 77 |
| 2.4.4.2 Расчет степени понижения давления торможения ТВД и КПД ТВД по параметрам торможения..... | 77 |
| 2.4.4.3 Расчет термогазодинамических параметров на выходе из ТВД..... | 79 |
| 2.4.4.4 Расчет удельной работы, совершаемой над ТВД..... | 79 |
| 2.4.4.5 Расчет мощности, развиваемой ТВД..... | 80 |
| 2.4.4.6 Расчет массового расхода газа на выходе из ТВД (на входе в ТНД) | 80 |
| 2.4.5 Термодинамический расчет турбины низкого давления | 80 |
| 2.4.5.1 Расчет пропускной способности ТНД..... | 80 |
| 2.4.5.2 Расчет степени понижения давления торможения ТНД и КПД ТНД по параметрам торможения..... | 81 |
| 2.4.5.3 Расчет термогазодинамических параметров на выходе из ТНД..... | 82 |
| 2.4.5.4 Расчет удельной работы, совершаемой над ТНД | 83 |
| 2.4.5.5 Расчет мощности, развиваемой ТНД | 83 |
| 2.4.5.6 Расчет массового расхода газа на выходе из ТНД (на входе в ТВВ)..... | 83 |
| 2.4.6 Термодинамический расчет турбины винтовентилятора | 84 |
| 2.4.6.1 Расчет приведенной частоты вращения ротора ТВВ | 84 |
| 2.4.6.2 Расчет пропускной способности ТВВ..... | 84 |
| 2.4.6.3 Расчет степени понижения давления торможения ТВВ и КПД ТВВ по параметрам торможения..... | 84 |
| 2.4.6.4 Расчет термогазодинамических параметров на выходе из ТВВ | 86 |
| 2.4.6.5 Расчет удельной работы, совершаемой над ТВВ..... | 87 |
| 2.4.6.6 Расчет мощности, развиваемой ТВВ..... | 87 |
| 2.4.7 Термодинамический расчет выходного устройства..... | 88 |
| 2.5 Динамический расчет частот вращения роторов ВД, НД и ТВВ..... | 88 |
| 2.5.1 Динамический расчет ротора ВД..... | 88 |
| 2.5.2 Динамический расчет ротора НД | 89 |

| | | |
|---------|--|-----|
| 2.5.3 | Динамический расчет редуктора Д-27 | 90 |
| Глава 3 | Разработка модуля реализации поузловой нелинейной термодинамической математической модели турбовинтовентиляторного двигателя Д-27 в среде программирования, применяемой на стенде полунатурного моделирования..... | 91 |
| 3.1 | LabView как программная среда стенда полунатурного моделирования..... | 91 |
| 3.2 | Описание разработанного программного обеспечения для моделирования ТВВД Д-27 | 92 |
| 3.2.1 | Расчет условий полета | 94 |
| 3.2.2 | Расчет двигателя Д-27..... | 96 |
| Глава 4 | Исследование адекватности поузловой нелинейной математической модели ТВВД Д-27 | 107 |
| 4.1 | Сравнение результатов отработки ММ ТВВД Д-27 с результатами летных испытаний самолета АН-70..... | 107 |
| 4.2 | Сравнение результатов отработки ММ ТВВД Д-27 с дроссельными характеристиками от 2012г., представленными ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко | 110 |
| 4.3 | Сравнение результатов отработки ММ ТВВД Д-27 с высотнo-скоростными экспериментально-расчетными характеристиками от 2002г., представленными ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко..... | 112 |
| Глава 5 | Корректировка поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27 по результатам верификации | 115 |
| 5.1 | Уточнение ММ ТВВД Д-27 в части расхода топлива в КС..... | 115 |
| 5.2 | Уточнение ММ в части мощности, развиваемой ТВВ..... | 119 |
| Глава 6 | Идентификация уточненной поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27 | 125 |
| 6.1 | Идентификация уточненной ММ ТВВД Д-27 в части статических параметров | 125 |
| 6.2 | Идентификация ММ ТВВД Д-27 в части динамических параметров на стенде полунатурного моделирования в замкнутых каналах управления | 132 |

| | | |
|---------|---|-----|
| Глава 7 | Исследование применения нечеткой логики и генетического алгоритма для нахождения совместной точки работы компрессоров и турбин в поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27..... | 136 |
| 7.1 | Актуальность применения генетического алгоритма для нахождения совместной точки работы компрессоров и турбин в поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27 | 136 |
| 7.2 | Реализация генетического алгоритма в среде LabView совместно с поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27 для нахождения совместной точки работы компрессоров и турбин..... | 138 |
| 7.3 | Результаты работы генетического алгоритма в поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27 для нахождения совместной точки работы компрессоров и турбин | 147 |
| Глава 8 | Апробация поузловой ММ ТВВД на стенде полунатурного моделирования при испытаниях агрегатов САУ СВВ в замкнутых каналах управления..... | 152 |
| 8.1 | Результаты апробации поузловой ММ ТВВД Д-27 в замкнутых каналах управления на стенде полунатурного моделирования..... | 152 |
| 8.2 | Результаты апробации поузловой ММ ТВД ТВ7-117СТ на стенде имитационного моделирования..... | 152 |
| | ЗАКЛЮЧЕНИЕ | 162 |
| | СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ..... | 163 |
| | СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ..... | 171 |
| | ПРИЛОЖЕНИЕ А – Характеристики узлов двигателя Д-27 | 184 |
| | ПРИЛОЖЕНИЕ Б – Результаты исследования адекватности разработанной ММ ТВВД Д-27, представленные в графическом виде | 188 |
| | ПРИЛОЖЕНИЕ В – Результаты исследования адекватности разработанной ММ ТВВД Д-27, представленные в табличном виде | 235 |
| | ПРИЛОЖЕНИЕ Г – Значения коэффициентов идентификации ММ ТВВД Д-27 | 260 |
| | ПРИЛОЖЕНИЕ Д – Результаты идентификации уточненной ММ ТВВД Д-27.. | 262 |

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования.

Создание и доводка современных воздушных винтов (ВВ), в том числе соосных винтовентиляторов (СВВ), и их систем автоматического управления (САУ), включая гидромеханические регуляторы (ГМР), немислимы без стендов полунатурного моделирования (СПМ) [1, 2]. Идея полунатурного моделирования заключается в подмене одного или нескольких натуральных объектов, участвующих в испытаниях, на их модель с целью снижения себестоимости испытаний или с целью исключения влияния натуральных объектов друг на друга (в случае поиска дефектов в изделии). Нередко полунатурное моделирование является единственным способом проведения испытаний в условиях отказных или аварийных ситуаций в связи с техническими проблемами их имитаций, рисками и недопустимостью по причине опасности [3, 4, 5].

При испытаниях ВВ и ГМР на СПМ основным объектом моделирования является газотурбинный двигатель (ГТД).

Современный ГТД – это сложная, многомерная динамическая система. Для авиационного ГТД основными особенностями работы являются: высокая напряженность рабочего процесса, многорежимность и широкий диапазон изменения параметров внешней среды, управляющих и других воздействий. В соответствии с термогазодинамической и механической основой рабочих процессов в ГТД при его моделировании основными являются фундаментальные уравнения сохранения массы, движения и энергии. Для моделирования нестационарных процессов в уравнениях должны учитываться процессы накопления (расходования) вещества и энергии (механической, внутренней, производимой газом работы) в элементах двигателя (в проточной части, в роторе и т.д.). При этом часть элементов двигателя (компрессоры, турбины) достаточно трудно описать аналитически, и их модели чаще используют в эмпирической форме в виде так называемых «характеристик», например, в виде графических, табличных или регрессионных зависимостей. [6]

Эффективность проектирования, доводки, отладки ГТД, контроля его технического состояния в эксплуатации определяется степенью адекватности и продуктивности используемых на этих этапах математических моделей (ММ) [7, 8].

Достоверность испытаний ВВ и их САУ на СПМ также зависит от соответствия заложенных ММ реальным объектам и от способности исполнительных механизмов воспроизвести параметры ММ [9, 10].

Сегодня, ввиду сложности достоверного моделирования параметров ГТД в режиме реального времени, ОАО «НПП «Аэросила», являющееся единственным в стране предприятием, занимающимся созданием современных ВВ и винтовентиляторов гражданского и военного применения, при разработке и доводке соосного винтовентилятора СВ-27 столкнулось с проблемой достоверного моделирования на СПМ турбовинтовентиляторного двигателя (ТВВД) Д-27.

Существующие подходы к моделированию ГТД на СПМ в режиме реального времени не позволяют в полной мере проводить испытания СВВ и их САУ, что вызвано следующими особенностями.

1 ММ ТВВД, представленная в виде внешней характеристики двигателя $N_{ТВВ} = f(\alpha_{руд}, n_{ТВВ})$ (см. Рисунок ВВ.1.), не обеспечивает достоверное моделирование переходных процессов, а также моделирование особо важных параметров двигателя, таких как: суммарная степень повышения давления компрессоров $\pi_{к\Sigma}^*$, температура газа за турбиной $t_{ТВД}^*$ и др., являющихся необходимыми для взаимодействия с САУ [11, 12] и, следовательно, для идентификации ММ (существующий закон управления расходом топлива в камеру сгорания (КС), заложенный в системе автоматического управления и контроля (САУиК) ЭСУ-27, использует в качестве основного параметра $\pi_{к\Sigma}^*$ [13]).

В целом можно отметить, что данная модель является моделью нулевого уровня [14], ориентированной на упрощенное моделирование параметров турбины винтовентилятора (ТВВ).

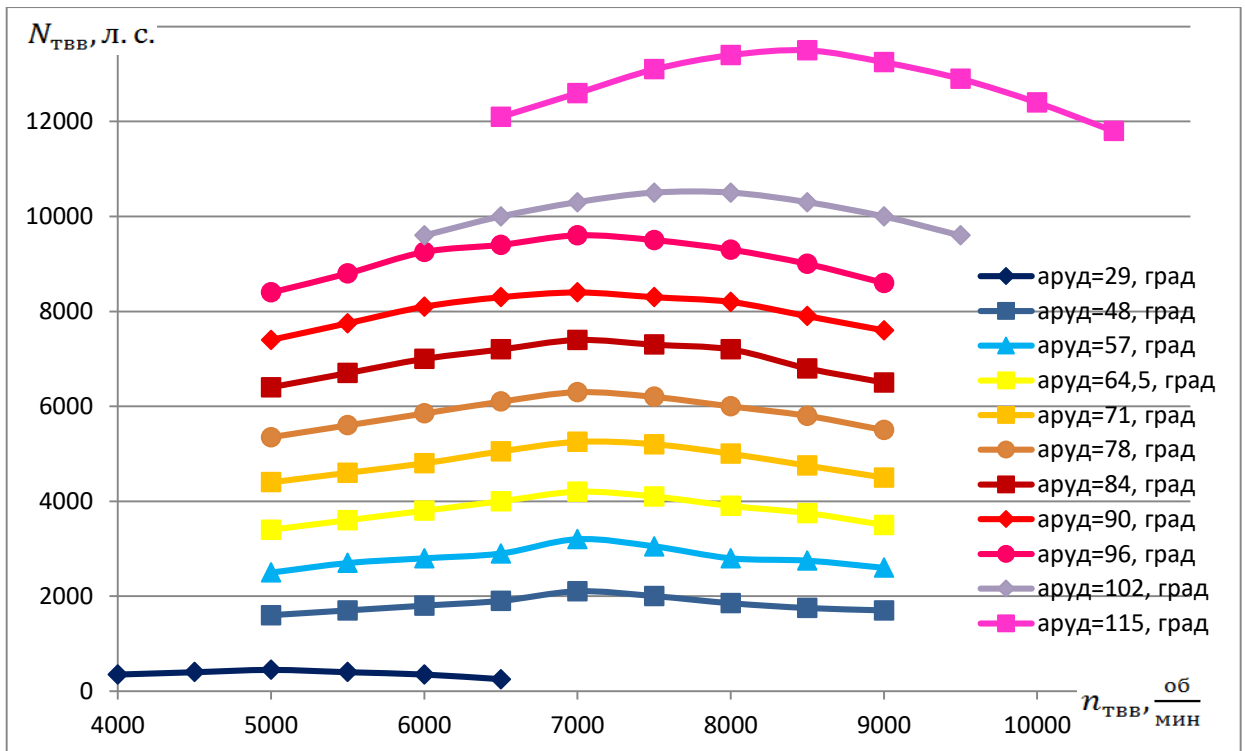


Рисунок ВВ.1 – Внешняя характеристика двигателя Д-27

2 Использование на СПМ расчетных высотно-скоростных характеристик (ВСХ) ТВВД Д-27 позволяет методом линейной интерполяции рассчитать основные параметры двигателя на различных высотах и скоростях полета, что дает возможность проведения испытаний совместно с САУ, однако, не позволяет достаточно точно моделировать параметры двигателя на неустановившихся режимах работы [15, 16]. Для моделирования переходных процессов двигателя между статическими режимами, определяемыми по ВСХ, необходимо дополнительно применять динамическую характеристику ГТД, представленную в виде $\dot{n} = f(n_{пр}, G_{т.пр})$ – см. Рисунок ВВ.2. Динамическая характеристика ГТД базируется на учете инерционности ротора турбокомпрессора [17] и не предусматривает учет следующих внешних воздействий на двигатель: изменение геометрии проточной части двигателя, изменение параметров отборов воздуха (место отбора, величина отбора) и параметров отбора механической мощности (привод вспомогательных агрегатов и энергоузлов), влияние числа Re на характеристики двигателя и др. Кроме того, для трехвального двигателя Д-27

необходимо использовать многомерную динамическую характеристику, что значительно усложняет проведение расчетов.

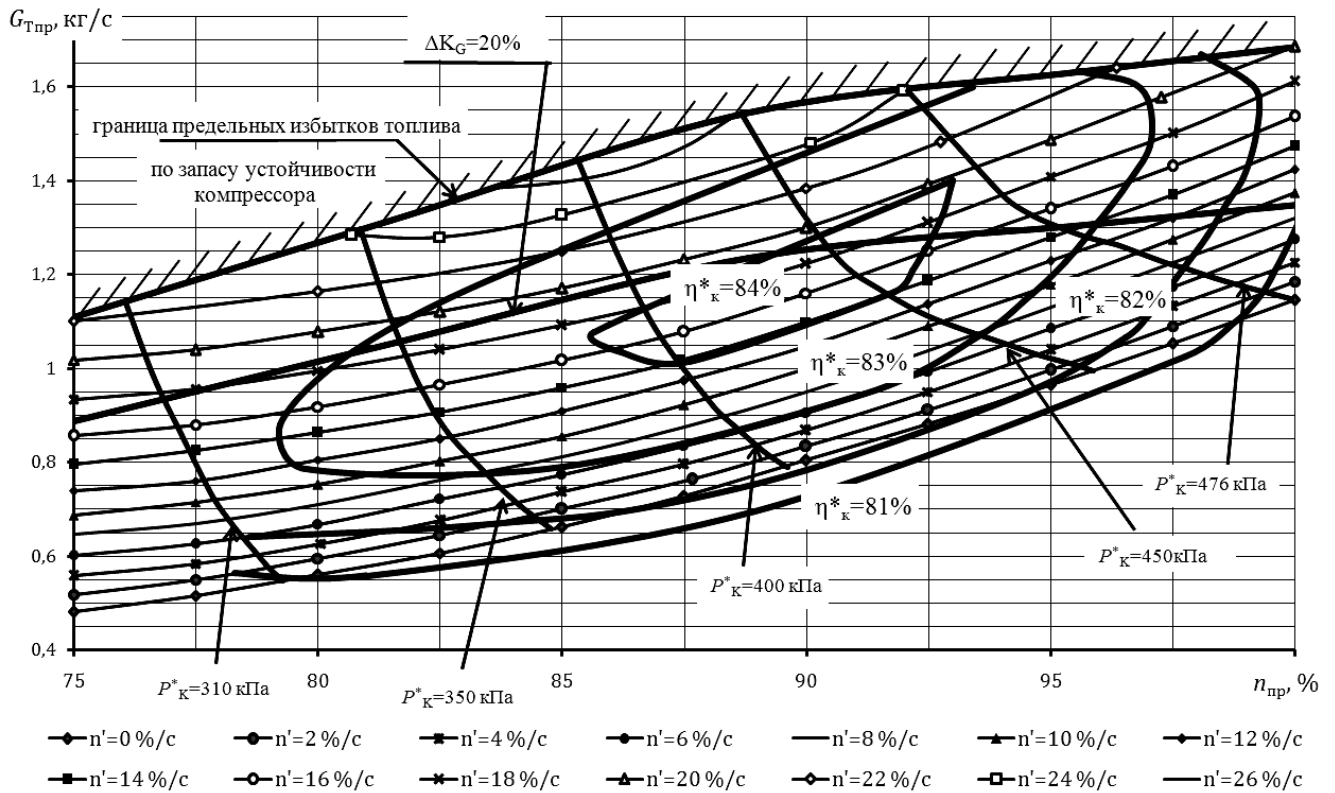


Рисунок ВВ.2 – Динамическая характеристика двигателя в виде зависимости $\dot{n} = f(n_{пр}, G_{Т.пр})$

3 Кусочно-линейная динамическая математическая модель (КЛДМ) ТВВД Д-27, представленная в приложении Д к ТЗ на ЭСУ-27М [18], работает на основе статической характеристики двигателя и, в настоящее время, является наиболее достоверным методом моделирования переходных процессов ТВВД на СПМ. КЛДМ применена при создании и доводке ЭСУ-27М на СПМ разработчика САУиК для ТВВД Д-27 и СВ-27 (АО УНПП «Молния») [19, 20]. Несмотря на преимущества КЛДМ ТВВД Д-27, статическая характеристика двигателя, лежащая в основе разработанной ММ, приведена только для земных условий по Международной стандартной атмосфере (МСА) – в приложении Д к ТЗ на ЭСУ-27М [18] не описывается возможность использования ММ ТВВД Д-27 при высотах и скоростях полета отличных от нуля, в том числе при нарушении подобия процессов в узлах

двигателя вследствие влияния числа Re на их характеристики. Применение такой ММ для воспроизведения переходных процессов при различных внешних условиях требует проведение дополнительного расчета массива динамических коэффициентов для каждой необходимой комбинации внешних условий, что значительно увеличивает трудоемкость доработки такой модели. Кроме того, КЛДМ работает только в окрестности установившегося режима на линии рабочих режимов (ЛРР) [21] и не может использоваться для моделирования в широком диапазоне режимов работы компрессоров и турбин, т.к. разгон и торможение двигателя являются существенно нестационарными процессами с достаточно большими сигналами управления, и применение линейных методов здесь приводит к большим погрешностям. [6, 15, 16, 22].

Учитывая несовершенство существующих подходов к моделированию ТВВД на СПМ, возникает необходимость создания и внедрения в СПМ поузловой (поэлементной) нелинейной термодинамической математической модели ТВВД Д-27 первого уровня [14, 23, 24], которая способна качественно описывать переходные процессы двигателя в широком диапазоне режимов работы компрессоров и турбин, моделировать работу двигателя на различных высотах и скоростях полета. Такая модель позволяет получить термодинамические параметры рабочего тела (температуры и давления) в сечениях между основными элементами двигателя, что дает возможность проводить исследовательские испытания, в том числе совместно с САУ ЭСУ-27М.

Позуловая ММ ТВВД является универсальной, позволяет корректировать отдельные элементы (КНД, КВД, КС, ТВД, ТНД, ТВВ, ВУ), не изменяя модель в целом, что делает возможным создание на ее базе математических моделей других двигателей для применения на СПМ, путем корректировки характеристик элементов двигателя и изменения количества элементов.

Актуальным, в настоящее время, является также внедрение в СПМ поузловой нелинейной термодинамической математической модели двигателя ТВ7-117СТ (АО «Климов») с целью реализации полунатурных испытаний САУ разрабатываемого ВВ АВ112 для легкого военно-транспортного самолета Ил-112В.

В целом, можно отметить, что существующие математические модели и технологии полунатурных исследований САУ ГТД, включая ТВВД, позволяют прежде всего решать задачи устойчивости и качества регулирования в замкнутых контурах, как необходимые условия обеспечения работоспособности САУ. В дополнение к указанным задачам необходимо добавить задачи, связанные с исследованием характеристик систем контроля и диагностики как внутренних, так и внешних отказов, а также задачи, связанные с анализом вибрационной прочности и явлениями газодинамической устойчивости (помпаж, флаттер, акустика и др.), которые требуют моделирования дополнительных параметров или их физической имитации.

Цели и задачи исследования.

Целью работы является разработка технологии полунатурных испытаний агрегатов САУ соосных винтовентиляторов в замкнутых каналах управления с применением поузловой ММ ТВВД для повышения эффективности проектирования и доводки СВВ и их САУ (включая ГМР).

Для достижения цели в работе ставятся следующие задачи:

1 Провести анализ структурной организации и базовых характеристик стенда полунатурного моделирования для испытания агрегатов САУ соосных винтовентиляторов, определить недостатки существующего подхода.

2 Разработать поузловую нелинейную термодинамическую ММ ТВВД на примере ТВВД Д-27 для замыкания каналов управления на стенде полунатурного моделирования.

3 Разработать модуль реализации ММ ТВВД в среде программирования, применяемой на стенде полунатурного моделирования.

4 Исследовать реализованную ММ для ТВВД Д-27 на адекватность, по результатам исследования провести уточнение ММ с последующей идентификацией.

5 Исследовать пути возможной оптимизации расчета разработанной ММ ТВВД Д-27 с применением современных методов нечеткой логики и выработать

рекомендации для применения указанной ММ на других СПМ ОАО «НПП «Аэросила», предназначенных для испытаний аналогичных ВВ и ГМР.

6 Внедрить идентифицированную ММ ТВВД на стенд полунатурного моделирования 311ПР ОАО «НПП «Аэросила».

Научная новизна.

Новыми научными результатами, полученными в работе, является технология полунатурных испытаний агрегатов САУ соосных винтовентиляторов с применением поузловой ММ ТВВД для замыкания на нее каналов управления.

Теоретическая и практическая значимость работы.

Предложенная технология полунатурных испытаний агрегатов САУ с применением в стенде полунатурного моделирования поузловой нелинейной термодинамической ММ ТВВД Д-27 в замкнутых каналах управления представляет теоретическую и практическую ценность – позволяет максимально достоверно проводить исследовательские испытания воздушных винтов, соосных винтовентиляторов и агрегатов их САУ, отвечать на интересующие разработчиков вопросы:

- синтезирование оптимальных законов и алгоритмов управления САУ СВВ для различных режимов работы ТВВД, в том числе, для режима реверса тяги;
- отработка комплексного управления СВВ в составе ТВВД в различных высотно-скоростных и климатических условиях;
- оценка запасов устойчивости САУ СВВ во всем диапазоне режимов работы;
- построение статических и динамических характеристик СВВ и агрегатов САУ;
- отработка алгоритмов функционирования агрегатов САУ при отказах элементов конструкции ТВВД и его систем, в том числе, сложно воспроизводимых в эксплуатации ввиду их опасности;
- своевременное выявление системных ошибок при проектировании САУ;
- выявление скрытых дефектов в опытных и серийных изделиях;
- отработка алгоритмов и средств систем контроля и диагностики.

Методология и методы исследования.

При выполнении работы использовались следующие теории и законы теоретического уровня исследований:

1 теории:

- теория воздушно-реактивного двигателя (ВРД);
- теория воздушного винта;
- теория математического моделирования;
- теория нечеткой логики и генетических алгоритмов;
- теория САУ.

2 законы:

- закон сохранения энергии;
- закон сохранения массы;
- второй закон Ньютона для вращательного движения.

Кроме того, применялись следующие методы эмпирического и теоретического уровней исследования [25]:

1 эмпирического уровня:

- **сравнение** – для оценки результатов математического моделирования в отношении реального объекта;
- **анализ** – для выявления общих и частных проблем при испытаниях САУ винтовентиляторов и ВВ на стенде полунатурного моделирования;
- **абстракция** – для упрощения представления и реализации математических моделей.

2 теоретического уровня:

- **индукция** – для обобщения отклонений, полученных в результате сравнения параметров работы поузловой математической модели двигателя и параметров работы реального двигателя в различных высотно-скоростных условиях;
- **интуиция** – для выявления эффективности использования нечеткой логики и генетического алгоритма при нахождении совместной точки работы компрессоров и турбин в поузловой математической модели двигателя;

- **доказательство** – для осуществления процесса идентификации поузловой математической модели двигателя;

- **моделирование** – для осуществления имитации работы турбовинтовентиляторного двигателя на стенде полунатурного моделирования при помощи его поузловой математической модели, взаимодействующей с асинхронным электродвигателем привода маслонасоса ГМР.

Положения, выносимые на защиту.

На защиту выносятся:

1 Применение поузловой математической модели ТВВД на стенде полунатурного моделирования для замыкания каналов управления и отработки систем контроля и диагностики.

2 Технология полунатурных испытаний САУ соосных винтовентиляторов в замкнутых каналах управления.

3 Результаты апробации поузловой математической модели ТВВД, работающей в замкнутых каналах управления на стенде полунатурного моделирования.

Достоверность результатов проведенных исследований.

Достоверность результатов выполнения научной работы основывается на:

- корректном использовании фундаментальных уравнений теории ВРД, полученных на основе фундаментальных законов физики;

- применении программно-математического аппарата, отвечающего современному уровню;

- положительных результатах сравнения параметров, полученных при моделировании, с параметрами реального объекта исследования.

Авторский вклад.

Автор внес значительный вклад в создание стенда полунатурного моделирования 311ПР ОАО «НПП «Аэросила». Автором лично разработаны

программные модули графических интерфейсов стенда, программные модули системы для анализа и постобработки результатов испытаний, программный модуль конфигурирования систем стенда, математические модели аэродинамических характеристик соосного винтовентилятора СВ-27; разработана, реализована, идентифицирована и внедрена в стенд нелинейная термодинамическая поузловая математическая модель двигателя Д-27. На базе разработанных программных модулей поузловой математической модели двигателя Д-27 автором лично реализована, идентифицирована и внедрена в комплекс имитационного моделирования и стенд полунатурного моделирования поузловая математическая модель турбовинтового двигателя ТВ7-117СТ.

Апробация результатов.

Основные положения и результаты, изложенные в диссертации, докладывались и обсуждались на следующих конференциях и конгрессах:

- II Всероссийской научно-практической конференции «Академические Жуковские чтения» (Воронеж, ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», 2014);

- Межвузовской молодежной научно-практической конференции Университетского округа Ступинского муниципального района «Первые Колачёвские чтения» (Ступино, МАТИ, 2015);

- Международной молодежной научной конференции «XLI Гагаринские чтения» (Москва, МАТИ, 2015);

- 14-ой Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2015» в рамках II Международной недели авиакосмических технологий «Aerospace Science Week» (Москва, МАИ, 2015);

- Всероссийской научно-технической конференции «Авиадвигатели XXI века» (Москва, ЦИАМ, 2015);

- Межвузовской молодежной научно-практической конференции «Вторые Колачёвские чтения», посвященной 50-летию Ступинского филиала МАИ (Ступино, МАИ, 2015);

- Научно-техническом конгрессе по двигателестроению НТКД-2016 (Москва, ВДНХ, 2016);
- Научно-техническом конгрессе по двигателестроению НТКД-2018 (Москва, ВДНХ, 2018).

Публикации.

По результатам научных исследований, изложенных в диссертации, опубликовано 11 работ, из них 3 – в рецензируемых научных изданиях из перечня ВАК, 8 – в материалах международных конгрессов и конференций.

Внедрение в промышленность.

Работа проводилась в тесном сотрудничестве с ведущими специалистами ОАО «НПП «Аэросила», являющимися разработчиками СВВ СВ-27 и других ВВ гражданского и военного назначения, уникальных СПМ (в том числе и 311ПР для СВ-27 и РСВ-27), а также имеющими огромный опыт в создании и доводке вспомогательных газотурбинных двигателей (ВГТД), и получила свое отражение в научно-техническом отчете № 271.100.050.2014 «Разработка поэлементной нелинейной термодинамической математической модели турбовинтовентиляторного двигателя Д-27. Реализация поэлементной нелинейной термодинамической модели турбовинтовентиляторного двигателя Д-27 в среде NI LabVIEW 7.1» [26].

Математическая модель, реализованная на примере ТВВД Д-27, внедрена в промышленности – на стенде полунатурного моделирования 311ПР ОАО «НПП «Аэросила» [27, 28, 29, 30, 31, 32, 33].

На основе программных модулей разработанной математической модели была реализована математическая модель ВГТД со свободной турбиной УБЭ-1700 в рамках составной части опытно-конструкторских работ (СЧ ОКР) «Разработка бортовой энергетической установки УБЭ-1700 для установки на самолеты специального назначения» (ОАО «НПП «Аэросила») для отладки законов управления двигателем в процессе запуска и на режиме в различных высотно-скоростных условиях полета.

Также на базе программных модулей ММ ТВВД Д-27 была реализована поузловая ММ турбовинтового двигателя ТВ7-117СТ по материалам, предоставленным АО «Климов», примененная в составе ММ силовой установки (СУ) военно-транспортного самолета Ил-112В в рамках СЧ ОКР «Разработка винта воздушного для самолета Ил-112В» по заказу ОАО «Ил». Математическая модель, реализованная на примере двигателя ТВ7-117СТ, также внедрена в промышленности – на стенде полунатурного моделирования для испытания ВВ АВ112 и ГМР РСВ-34С.

Кроме того, ММ ТВ7-117СТ в составе ММ СУ Ил-112В в настоящее время проходит адаптацию с целью ее применения в комплексном тренажере самолета Ил-112В (КТС-112В) и в процедурном тренажере самолета Ил-112В (ПТС-112В) для обучения летного состава и отработки им сложных ситуаций [34]. Адаптация ММ СУ Ил-112В осуществляется в рамках СЧ ОКР «Разработка компонентов динамической библиотеки программного модуля силовой установки самолета Ил-112В» по заказу АО ЦНТУ «Динамика».

Структура и объем работы.

Диссертация состоит из введения, восьми глав, заключения, списка сокращений и условных обозначений, списка литературы, четырех приложений. Диссертационная работа изложена на 263 машинописных страницах, содержит 143 рисунка, 39 таблиц и список литературы включает в себя 98 наименований.

Краткое содержание работы.

Во введении обоснована актуальность темы, сформулированы цели и задачи исследования, отражены: научная новизна, практическая значимость, приведены научные положения, выносимые на защиту.

В первой главе рассмотрены структурная организация и базовые характеристики стендов полунатурного моделирования для испытания соосных винтовентиляторов и их систем автоматического управления, сформулированы основные проблемы комплексных полунатурных испытаний, проведен анализ возможности применения при полунатурных испытаниях различных

отечественных и зарубежных программных продуктов, выработаны подходы к повышению качества проводимых комплексных полунатурных испытаний.

Вторая глава работы посвящена разработке поузловой нелинейной термодинамической математической модели турбовинтовентиляторного двигателя на примере двигателя Д-27 для стенда полунатурного моделирования. Приведена структурная схема математической модели, а также основные расчетные формулы и методики расчета.

Третья глава диссертации посвящена разработке программного модуля поузловой нелинейной термодинамической математической модели турбовинтовентиляторного двигателя Д-27. Представлены структура входных и выходных типов данных, программный код и его описание.

В четвертой главе проводится исследование адекватности поузловой нелинейной термодинамической математической модели турбовинтовентиляторного двигателя Д-27. Приводятся результаты сравнения статических характеристик математической модели с экспериментальными и расчетными данными.

В пятой главе приводится методика коррекции поузловой нелинейной термодинамической математической модели турбовинтовентиляторного двигателя Д-27 для повышения точности основных моделируемых параметров. Приводится программный код уточненных модулей математической модели.

Шестая глава диссертации посвящена идентификации статических и динамических параметров уточненной поузловой нелинейной термодинамической математической модели турбовинтовентиляторного двигателя Д-27. Описан подход и представлены результаты идентификации.

Седьмая глава посвящена исследованию применения нечеткой логики и генетического алгоритма для нахождения совместной точки работы компрессоров и турбин в поузловой нелинейной термодинамической математической модели турбовинтовентиляторного двигателя Д-27. Приведена методика применения генетического алгоритма, программный код модулей его реализации и основные результаты его применения.

В восьмой главе работы представлены результаты апробации применения поузловой нелинейной термодинамической математической модели

турбовинтовентиляторного двигателя Д-27 на стенде полунатурного моделирования при испытаниях системы автоматического управления соосного винтовентилятора СВ-27. Также представлены результаты апробации поузловой математической модели турбовинтового двигателя ТВ7-117СТ, созданной на основе единой универсальной программной базы, на стенде имитационного моделирования.

Заключение содержит основные результаты и выводы диссертационной работы.

В приложениях представлены используемые в работе характеристики узлов двигателя, основные результаты исследования в табличном и графическом видах.

Автор выражает искреннюю благодарность Первому заместителю Генерального директора – Заместителю Генерального директора по науке ОАО «НПП «Аэросила» Распопову Е.В., Заместителю Генерального директора, Главному конструктору ОАО «НПП «Аэросила» Шатланову М.И., Заместителю Генерального директора, Главному конструктору ОАО «НПП «Аэросила» Точилину П.Г., начальнику РКО ОАО «НПП «Аэросила» Баранову В.В., начальнику бригады МДГС КО САУ ОАО «НПП «Аэросила» Данилихину А.М., ведущему конструктору КО САУ ОАО «НПП «Аэросила» Хилько В.И., научному руководителю – кандидату технических наук, доценту кафедры ТПАД Бабину С.В., а также заведующему кафедрой 201 – доктору технических наук, доценту Агульнику А.Б.

Глава 1 Технология комплексных полунатурных испытаний соосных винтовентиляторов и агрегатов САУ в замкнутых каналах управления.

Анализ проблем, возникающих при разработке винтовентиляторов и их САУ

1.1 Структурная организация и базовые характеристики стенда полунатурного моделирования для испытаний винтовентиляторов и их САУ

Современный СПМ обеспечивает проведение различных видов испытаний в замкнутых каналах управления: обкатка ГМР, приемо-сдаточные испытания (ПСИ) и предъявительские испытания (ПИ) винтовентиляторов, ВВ и их САУ, эквивалентно-циклические испытания (ЭЦИ) гидромеханических регуляторов, износные испытания втулок винтовентиляторов, а также различного рода исследовательские испытания. Огромный интерес представляют исследовательские испытания, позволяющие воспроизводить переходные процессы, отрабатывать алгоритмы и законы управления, оценивать запасы устойчивости САУ во всем диапазоне режимов работы, отслеживать поведение САУ в отказных ситуациях, получать статические и динамические характеристики винтовентиляторов и их САУ, выявлять скрытые дефекты в изделиях, а также отрабатывать алгоритмы и средства полетной диагностики.

СПМ позволяет проводить испытания в автоматическом режиме по заранее заданному алгоритму. Высокая степень автоматизации и постоянно возрастающие требования превращают СПМ в сложную многосвязную систему, состоящую из следующих основных частей (см. Рисунок 1.1):

1 Следящий электропривод с механической трансмиссией. Является приводом маслонасоса ГМР, электромеханическим имитатором выходного звена редуктора турбовинтового двигателя. Точность воспроизведения следящим электроприводом динамических характеристик ГТД оказывает прямое влияние на точность воспроизведения переходного процесса (амплитудные и фазовые искажения), параметры которого зависят от изменения производительности маслонасоса ГМР, работы непосредственно самого ГМР и электронной системы

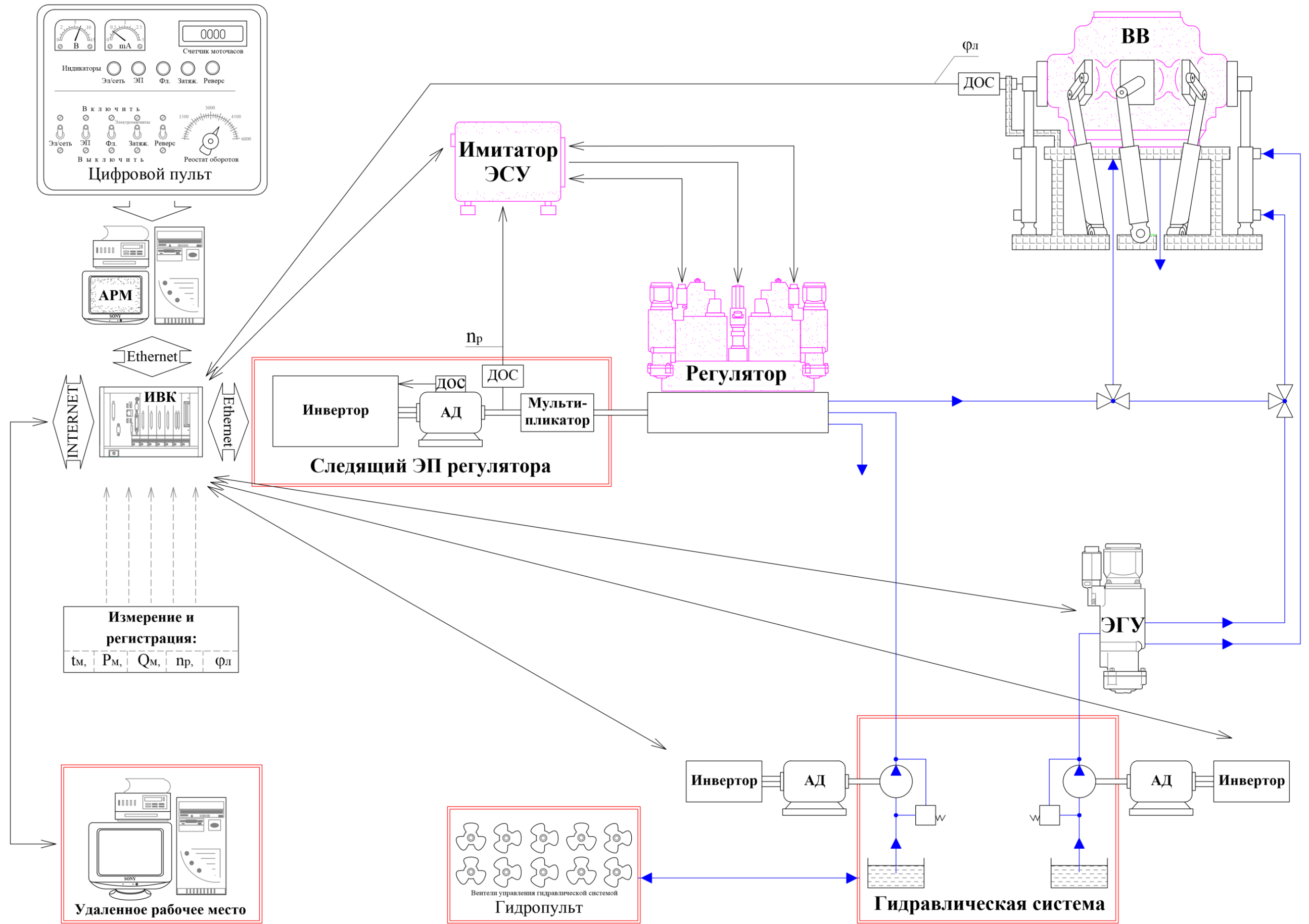


Рисунок 1.1 – Структура современного СПМ для испытаний одиночных ВВ и регуляторов

управления (ЭСУ). Управление следящим электроприводом осуществляется от измерительно-вычислительного комплекса (ИВК) по результатам решения ММ двигателя.

2 Имитатор электронной системы управления винтовентилятором и двигателем. Необходим при проведении испытаний на основном канале управления. Представлен в виде ММ ЭСУ, реализованной в ИВК и управляющей при помощи специального драйвера шаговым двигателем узла электрогидропреобразователя (ЭГП), установленного в ГМР. В современных СПМ вместо имитатора ЭСУ используется бортовая электронная система управления с технологическим программным обеспечением (ПО), взаимодействующая с ММ объекта управления, реализованными в ИВК.

3 Система имитации полетной нагрузки. Воспроизводит крутящие моменты от лопастей, действующие на механизм изменения шага винтовентилятора. Представлена гидроцилиндрами, кинематически связанными со стаканами втулки винтовентилятора и управляемыми сервоклапанами с помощью ММ полетной нагрузки, реализованной в ИВК.

4 Гидравлическая система. Обеспечивает работу объекта испытаний (ОИ) и структурно представлена следующими элементами:

- входная масломагистраль ГМР с регулируемым маслонасосом для воспроизведения реальных расходов и давлений рабочей жидкости на входе в маслонасос ГМР;
- система воспроизведения перетоков по кольцам редуктора и гидравлических сопротивлений по каналам редуктора на участке от ГМР до ВВ;
- система обеспечения заданной температуры рабочей жидкости, влияющей на величину утечек в гидравлической системе и параметры управления ВВ;
- система отвода и возврата в маслобаки рабочей жидкости.

5 Измерительно-вычислительный комплекс. Обеспечивает взаимодействие всех систем стенда и управление ОИ, реализован на базе программно-технических средств National Instruments, позволяющих решать широкий спектр задач. Структуру ИВК формируют:

- математические модели (ГТД, топливо-регулирующей аппаратуры, ЭСУ, ГМР, ВВ, полетной нагрузки);
- измерительная система (параметры давлений, расходов, температур, частот вращения, угловых и линейных положений, уровней и дискретных величин);
- система управления (аналоговое управление электроприводами и сервоклапанами, а также дискретное управление шаговыми электродвигателями, электромагнитами и реле);
- система контроля и защиты (мониторинг технического состояния ОИ, защита стендового оборудования и ОИ от непреднамеренных действий, нештатных или аварийных ситуаций, минимизация человеческого фактора);
- система регистрации (высокочастотная и низкочастотная регистрация измеряемых, управляющих и моделируемых параметров, а также логирование хода эксперимента и построение линии тренда исследуемого параметра);
- система сетевого взаимодействия (удаленная передача данных, в том числе на рабочее место конструктора, и межсетевое взаимодействие с цифровыми системами стенда).

6 Автоматизированное рабочее место оператора (АРМ). Обеспечивает мониторинг хода испытаний и параметров ОИ посредством сетевого взаимодействия с ИВК и позволяет:

- визуализировать параметры работы стендовых систем и состояния ОИ в режиме реального времени;
- управлять в режиме реального времени процессом испытания;
- конфигурировать оборудование стенда под различные виды испытаний и планировать ход эксперимента;
- реализовать функции цифрового пульта управления;
- вести постобработку зарегистрированных данных (параметрические графики, спектральный анализ, интегрирование, дифференцирование и др.).

1.2 Структура и характеристики программного обеспечения современного СПМ

Среда графического программирования LabVIEW [35, 36] корпорации National Instruments (США), применяемая на испытательном комплексе в ИВК и АРМ СПМ ОАО «НПП «Аэросила», была выбрана специалистами предприятия, после проведения глубокого анализа аналогичных сред разработки с аппаратной поддержкой, как наиболее подходящая с точки зрения использования аппаратных средств, удобства и скорости программирования, а также применения специальных пакетов прикладных программ, позволяющих, в том числе, разрабатывать ПО, работающее под управлением операционной системы реального времени. Необходимо отметить, что язык программирования LabVIEW нашел широкое применение в различных областях науки и техники для решения различных инженерно-технических задач:

- **Авиация и ракетно-космическая техника.** Технические средства и ПО National Instruments применяется для решения широкого спектра задач, начиная с систем аппаратно-программного моделирования, заканчивая автоматизированными системами тестирования авиационной радиоэлектроники и системами для проведения стендовых статических и динамических испытаний [37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49]. В частности, среда графического программирования LabView находит применение при испытаниях ГТД и их САУ [50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58].

- **Электроника.** Контрольно-измерительные системы National Instruments, имеющие модульную архитектуру и открытое ПО, позволяют проводить тестирование компонентов электроники и микроэлектроники, средств беспроводной связи, систем записи и воспроизведения звука, а также систем записи и воспроизведения видео.

- **Энергетика.** Автономные, высокопроизводительные, надежные контрольно-измерительные системы National Instruments позволяют успешно

решать задачи вибродиагностики и мониторинга объектов энергосети, а также мониторинга качества электроэнергии [59, 60].

- **Нефтегазовая промышленность.** Специализированные системы управления и мониторинга для бурения скважин, повышения безопасности и эффективности нефтедобычи, автоматизации штангового глубинного насоса, автоматизации кустовой насосной станции, мониторинга утечек, контроля состояния поверхности трубопровода и др.

- **Медицина.** Безопасные, высококачественные устройства для ухода за пациентами, тестирование сложного медицинского оборудования.

В настоящее время оборудование National Instruments применяется на ОАО «НПП «Аэросила» при проведении исследовательских испытаний ВВ и ГМР на стендах полунатурного моделирования 311ПР и С-3М (испытания СВВ СВ-27 и ГМР РСВ-27), С-6М (испытания ВВ СВ-34 и АВ140 и ГМР РСВ-34 и РСВ-34М), С-9М (испытания АВ-24Ан и ГМР Р-24Ан), а также при проведении вибрографирования ВГТД.

Структура ПО современного СПМ 311ПР, создаваемого для проведения исследовательских испытаний СВВ СВ-27, ГМР РСВ-27 и ЭСУ-27М представлена на Рисунке 1.2.

Как видно из Рисунка 1.2, ПО СПМ 311ПР состоит из двух основных частей: ПО ИВК и ПО АРМ.

В связи с разнородностью выполняемых задач, требующих различный шаг детерминирования (частоты решения) для работы СПМ, ПО ИВК разбито на три параллельных процесса (цикла): основная программа, дискретное управление и система регистрации. Программный код ИВК в среде LabView представлен на Рисунке 1.3.

Цикл основной программы работает с частотой 100 Гц и содержит следующие подпрограммы:

- Измерительная система – измерение аналоговых, цифровых и дискретных сигналов с датчиков и вспомогательных систем.

- Циклограмма испытаний – формирует управляющие сигналы в ММ и

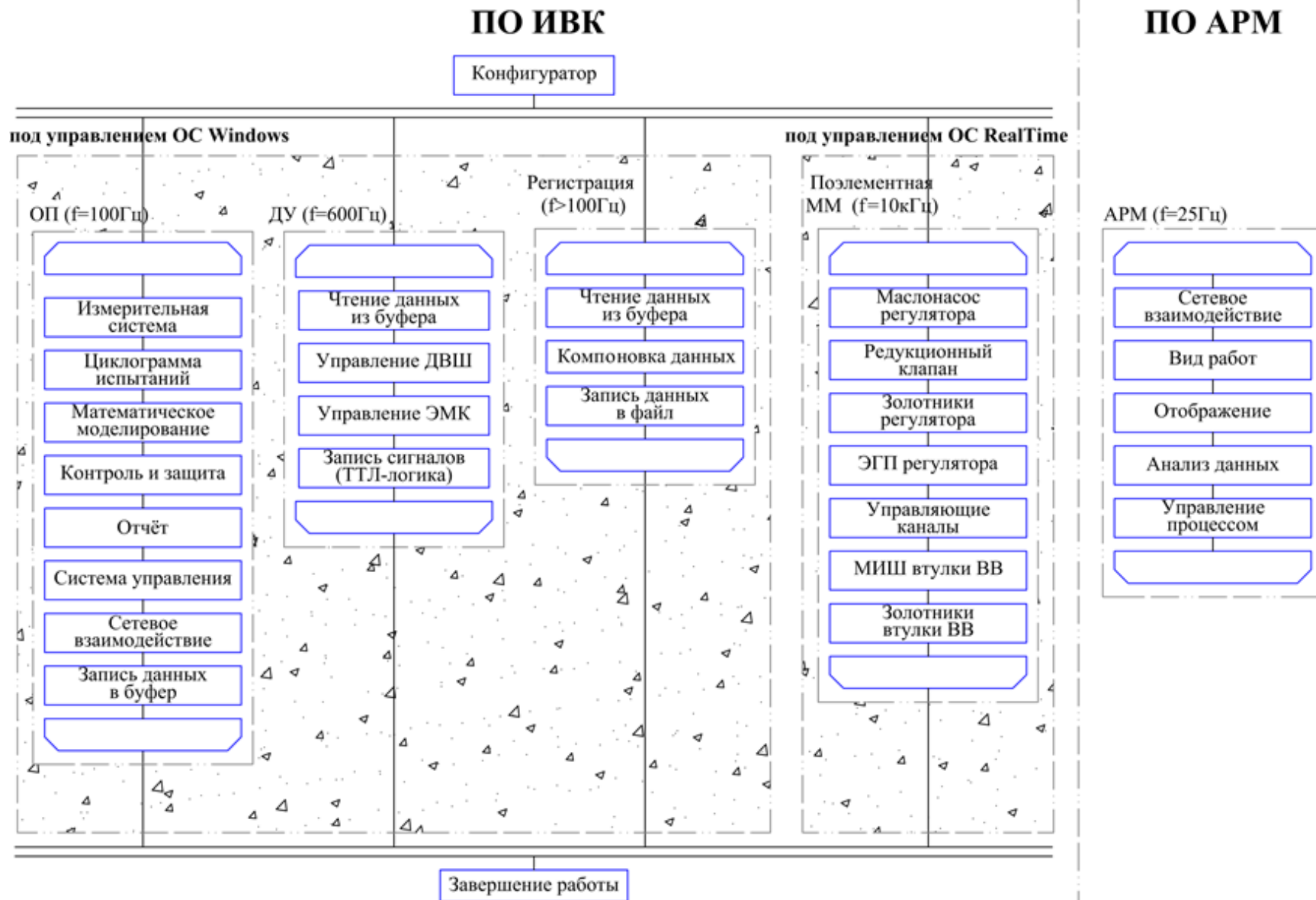


Рисунок 1.2 – Структура ПО современного СПМ ОАО «НПП «Аэросила»

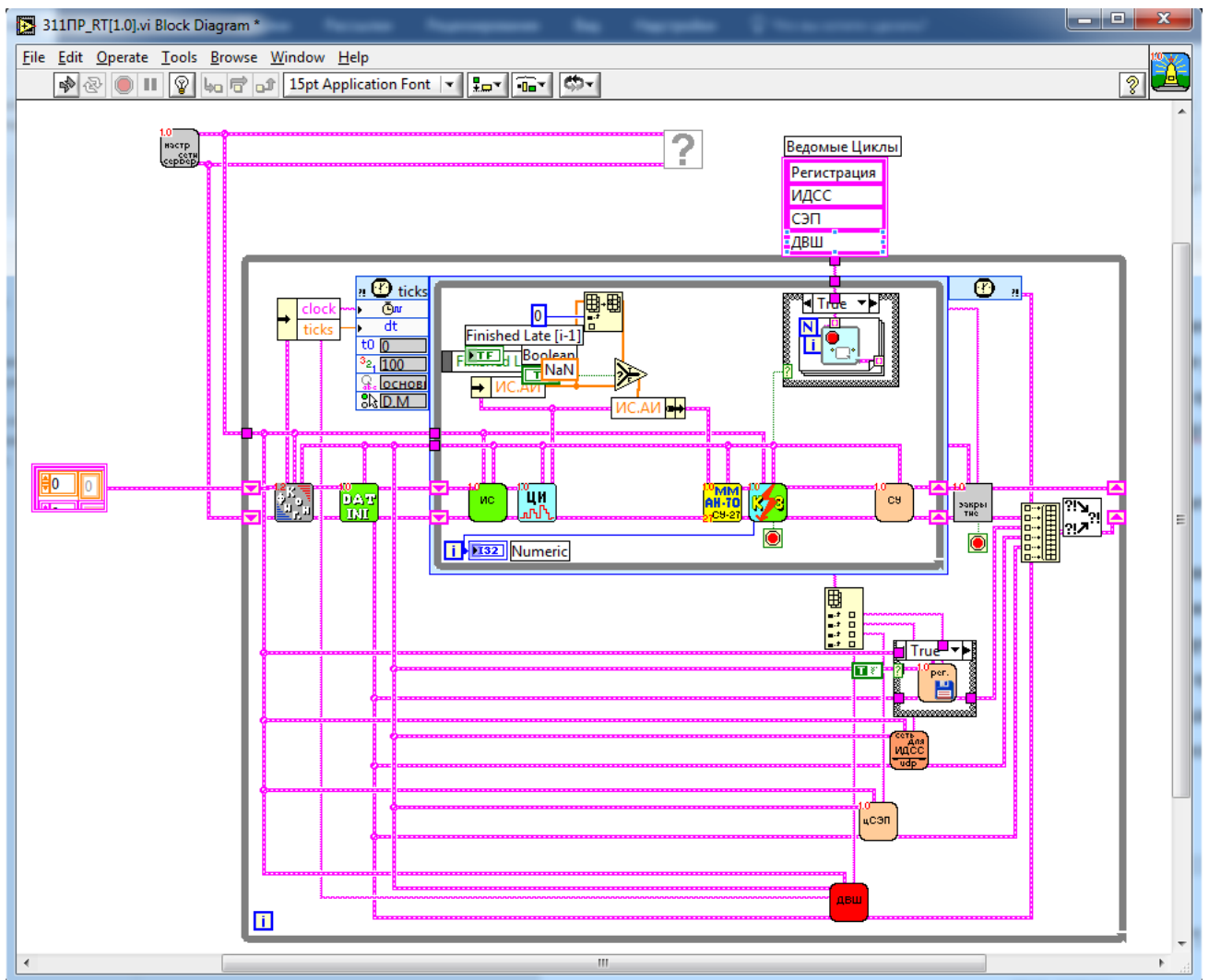


Рисунок 1.3 – Программный код ИВК СПМ 311ПР в среде LabView

систему управления по заранее заложенной программе (циклограмме). Для проведения ЭЦИ ГМР в циклограмму закладываются изменяющиеся по времени угловое положение рычага управления двигателем (РУД) $\alpha_{руд}$, а также команды на включение и выключение электромагнитных клапанов (ЭМК). Для проведения износных испытаний втулки ВВ в циклограмму закладываются конкретные значения углового положения лопасти, по которым происходит многократное переключение ВВ.

- Математическое моделирование – расчет математических моделей.
- Контроль и защита – анализ управляющих и измеряемых параметров, ограничение величин управляющих сигналов, формирование команд на

выключение стенда и стендовых систем в случае срабатывания заложенных защитных алгоритмов.

- Отчет – запись в файл кодов ошибок, полученных от подпрограммы контроля и защиты (логирование).

- Система управления – выдача управляющих сигналов на цифро-аналоговые преобразователи, дискретные преобразователи и цифровые управляющие устройства.

- Сетевое взаимодействие – прием и передача данных между ИВК и АРМ через сеть Ethernet, используя протокол TCP/IP; публичная отправка данных в сеть, используя протокол UDP для мониторинга параметров работы стенда с удаленных вспомогательных систем.

- Запись данных в буфер – записывает данные основного цикла в буфер для передачи их между параллельными циклами.

Цикл дискретного управления работает на частоте 600 Гц, являющейся рабочей для формирования управляющих команд драйвером управления волнового шагового двигателя (ДВШ), и содержит следующие подпрограммы:

- Чтение данных из буфера – производит чтение команд из буфера, записанных из основного цикла программы, для выдачи их на исполнительные управляющие модули ИВК.

- Управление ДВШ – формирование набора дискретных команд для управления двигателем волновым шаговым (ДВШ) узла ЭГП.

- Управление ЭМК – формирование дискретных команд для управления ЭМК, установленными в ГМР, и различными реле стендовых систем (включение маслонасосов, тэн, запорных клапанов и др.

- Запись сигналов (ТТЛ-логика) – запись сформированных дискретных команд в исполнительные модули ИВК.

Цикл регистрации работает с переменной частотой не менее 100 Гц и содержит следующие подпрограммы:

- Чтение данных из буфера – производит чтение всех данных в буфере, предназначенных для регистрации.

- Компоновка данных – производит разбиение данных по группам и подгруппам: аналоговые или дискретные параметры, низкочастотная или высокочастотная регистрация, по адресному признаку подпрограммы из которой пришли данные.

- Запись данных в файл – производит запись скомпонованных данных в файл регистрации.

СПМ может проводить испытания с различной степенью натурности. Максимальная степень натурности подразумевает наличие на стенде ЭСУ, втулок ВВ, ГМР. При отсутствии натуральных втулок и (или) ГМР они заменяются соответствующими ММ и исполнительными механизмами. При имитации гидравлической системы ПО СПМ должно выполняться под управлением операционной системы реального времени, т.к. решение ММ гидравлических элементов, часто описываемых дифференциальными уравнениями второго порядка, может быть осуществлено только на высокой частоте (порядка 10 кГц).

Выполнение ПО ИВК начинается с подпрограммы «Конфигуратор» в которой происходит настройка системы с участием пользователя: определение натурности испытания, определение типа испытания, определение регистрируемых параметров, инициализация и настройка оборудования стенда и др.

При завершении работы ПО ИВК происходит выполнение подпрограммы «Завершение работы», которая отвечает за корректное выключение оборудования ИВК (снятие напряжения с выходов цифро-аналоговых преобразователей, выключение входов аналого-цифровых преобразователей, формирование отчета о работе стенда и др.), завершение работы всех стендовых систем.

ПО АРМ выполняется в одном основном цикле, работающем с частотой 25 Гц, на удаленном компьютере и состоит из следующих подпрограмм и программных комплексов:

- Сетевое взаимодействие – производит прием данных от ИВК и передачу данных на ИВК, используя протокол ТСР/ІР.

- Вид работ – интерфейс (см. Рисунок 1.4), позволяющий пользователю настроить ИВК до запуска испытаний (работает совместно с подпрограммой «Конфигуратор»).

- Отображение – интерфейсный многооконный программный комплекс, отвечающий за отображение параметров работы стенда на цифровых индикаторах, сигнализаторах, графических окнах и окнах текстовых сообщений, а также управление пользователем стендовыми системами при помощи специальных элементов (тумблеров, кнопок, переключателей, точных задатчиков и др).

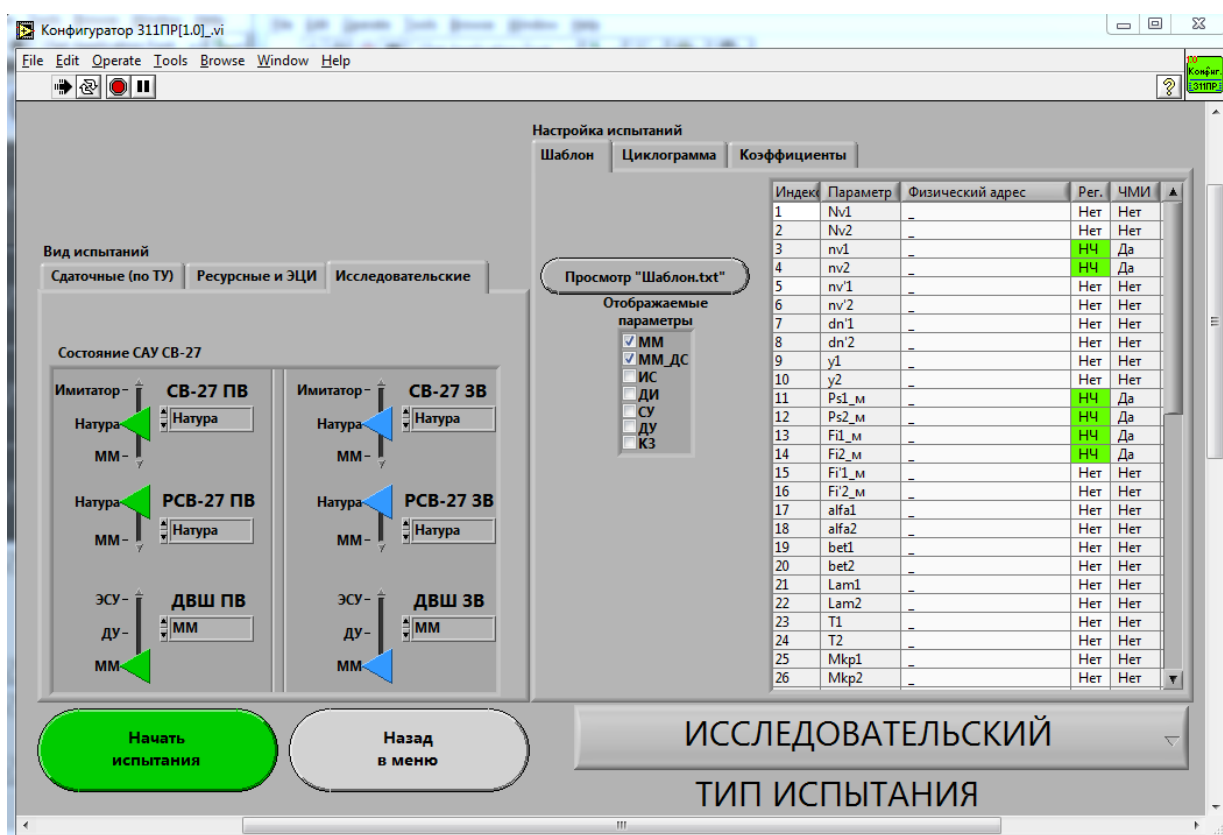


Рисунок 1.4 – Интерфейс для конфигурирования ИВК СПМ 311ПР

Элементы индикации и управления комбинируются и располагаются на экране в зависимости от вида испытаний и полноты натурности (см. Рисунок 1.5 – 1.8). Описываемый программный комплекс является основным в АРМ, обладает высокой степенью ответственности и обеспечивает удобное взаимодействие испытателя со стендовыми системами.

- Анализ данных – отдельный программный комплекс, предназначенный для анализа данных, зарегистрированных стендом в процессе проведения испытаний. Программный комплекс имеет гибкий настраиваемый многошкальный интерфейс (см. Рисунок 1.9). Встроенный математический аппарат позволяет находить производную от параметра, строить параметрические зависимости и проводить спектральный анализ. Меню программы содержит множество функций, позволяющих изменять цвета и толщины линий и шкал, сохранять и загружать настроенные профили отображения, оставлять комментарии к графику, экспортировать графики в документ или печатать их на различных форматах и др.

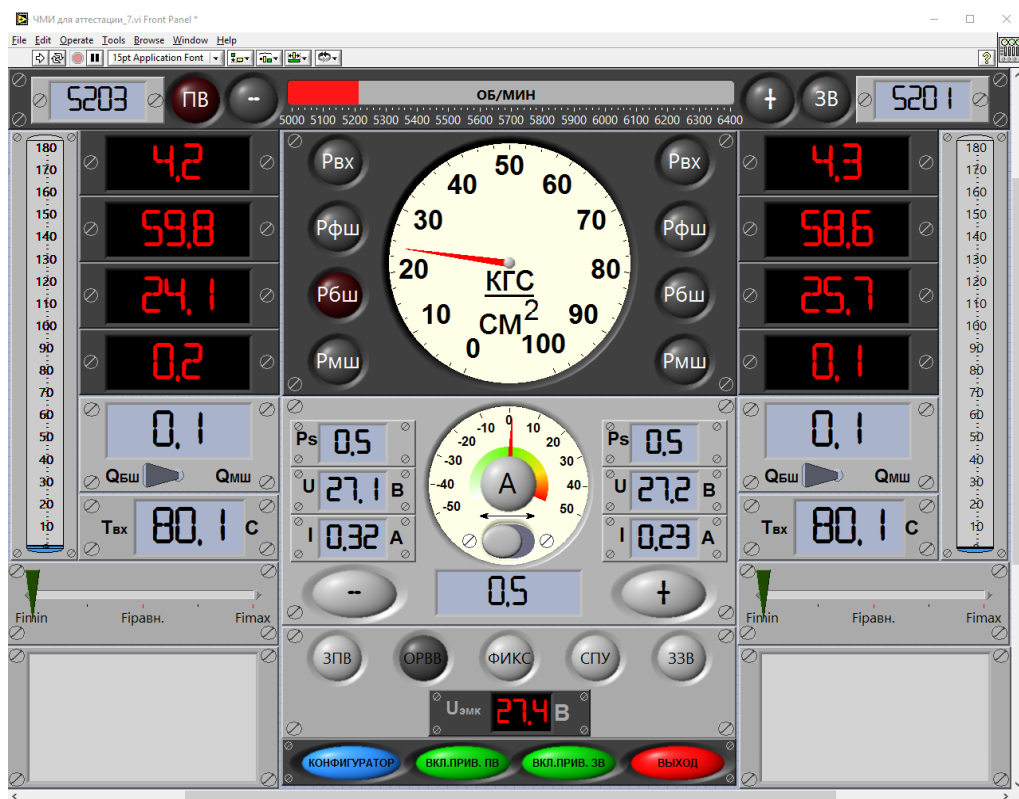


Рисунок 1.5 – Интерфейс СПМ 311PR для проведения ПИ и ПСИ в ручном режиме

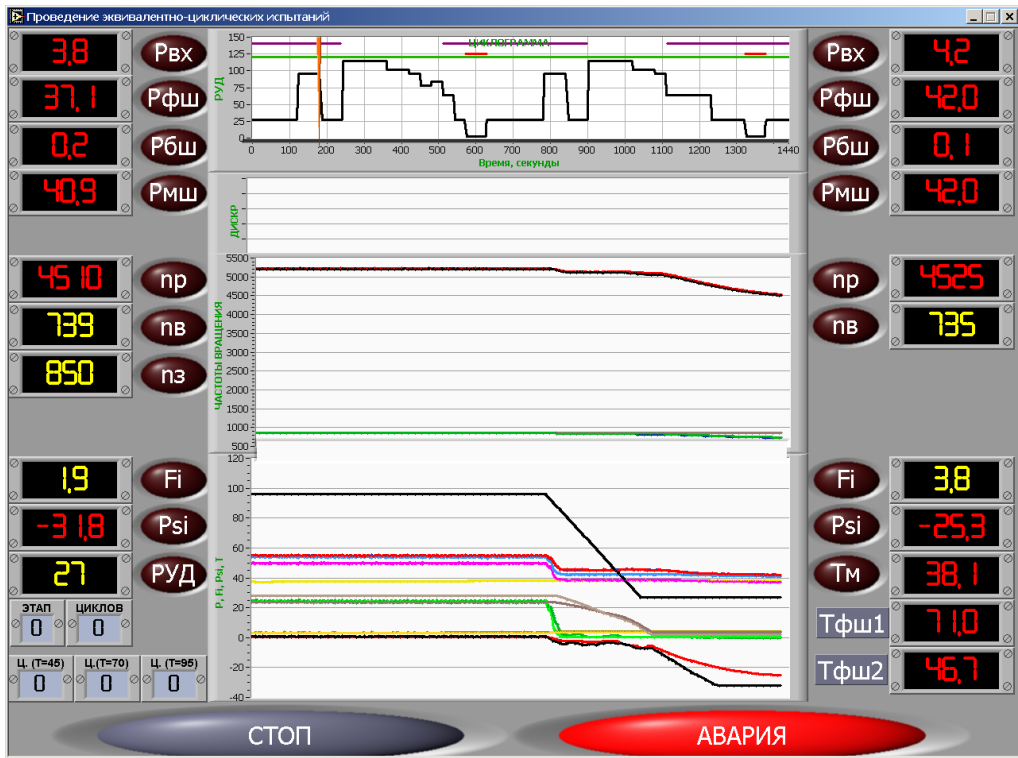


Рисунок 1.6 – Интерфейс СПМ 311PR для проведения ЭЦИ

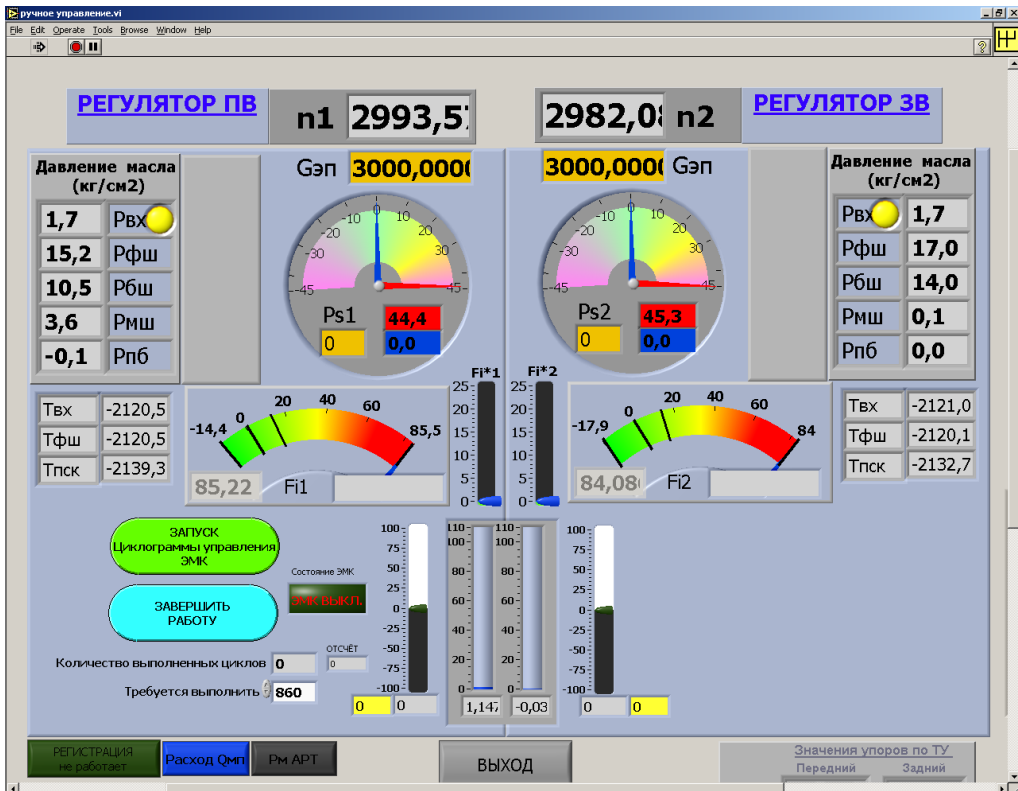


Рисунок 1.7 – Интерфейс СПМ 311PR для проведения испытаний в ручном режиме

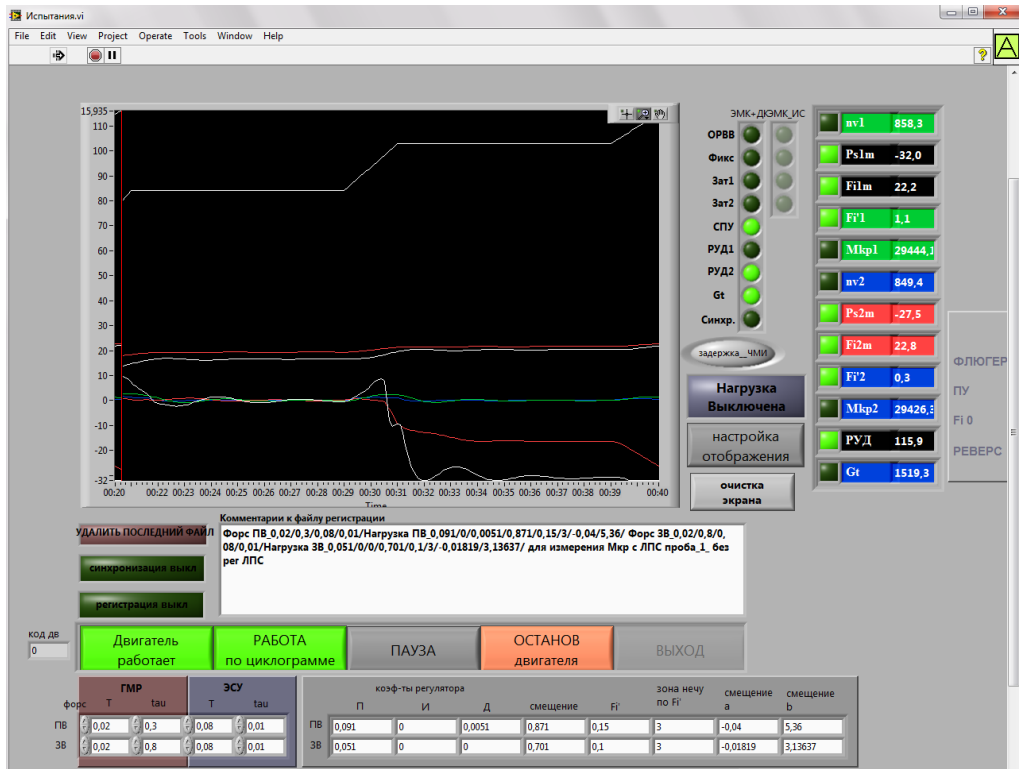


Рисунок 1.8 – Интерфейс СПИМ 311ПР для проведения исследовательских испытаний

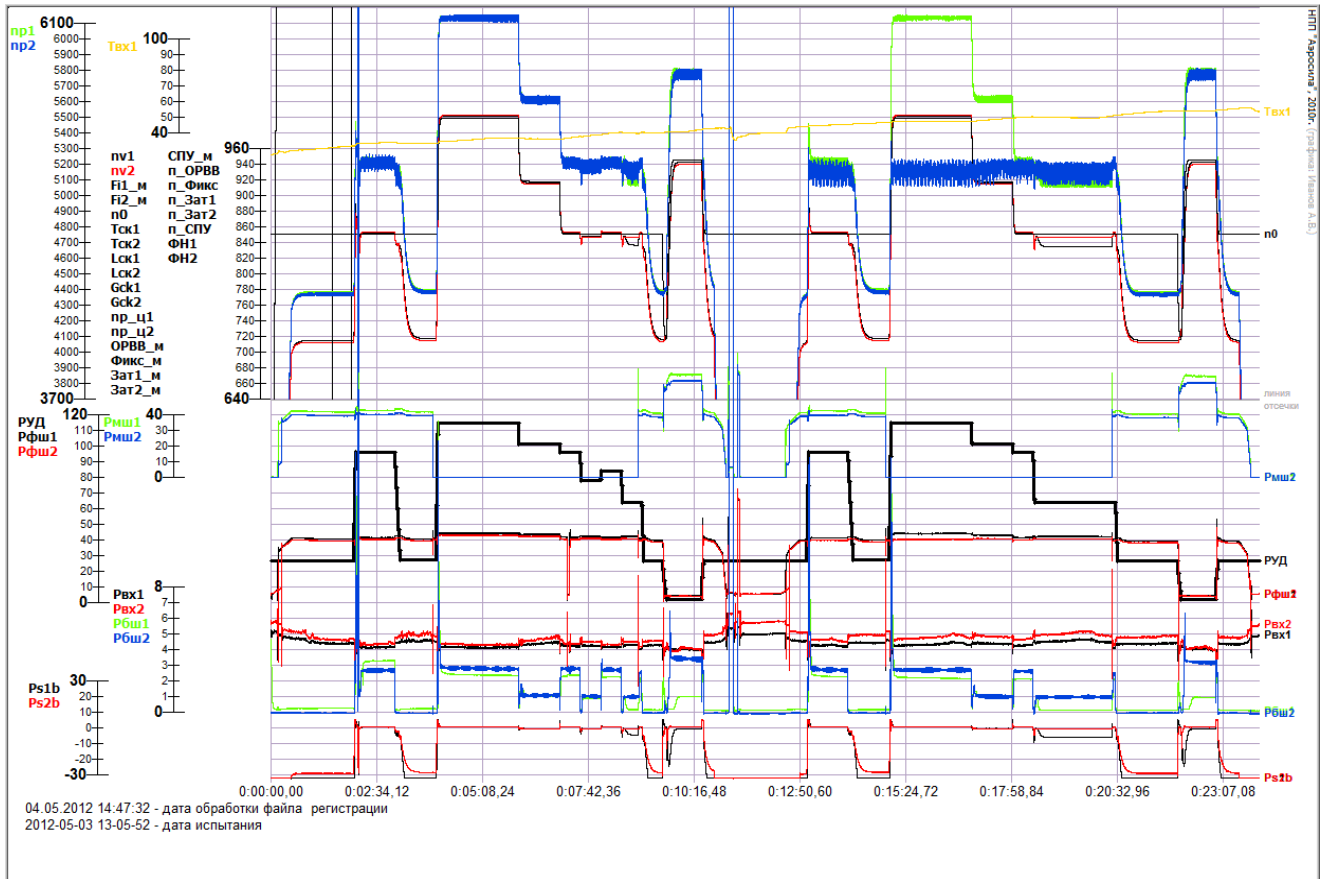


Рисунок 1.9 – Интерфейс программного комплекса «Анализатор»

- Управление процессом – подпрограмма, предназначенная для проведения ПСИ в автоматическом режиме с формированием протокола испытаний.

Помимо ПО ИВК и АРМ существует также ПО, предназначенное для мониторинга параметров работы стенда с удаленных рабочих мест, используя протокол UDP. ПО удаленного мониторинга не имеет возможности вмешательства в ход испытаний.

1.3 Структура математических моделей СПМ, их описание и взаимодействие с объектом испытания

Идея полунатурного моделирования подразумевает под собой применение ММ объектов, которые невозможно или экономически нецелесообразно использовать в натурном виде. В зависимости от степени натурности проводимых испытаний к основным ММ, решаемым на СПМ, могут быть подключены ММ втулок винтовентиляторов, ГМР и ЭСУ. Основные же ММ используются всегда, вне зависимости от степени натурности.

Взаимодействие основных ММ СПМ 311ПР с объектами испытания при максимальной степени натурности структурно представлено на Рисунке 1.10 (для упрощения понимания на Рисунке 1.10 показан только задний винт (ЗВ); для переднего винта (ПВ) взаимодействие аналогично). На Рисунке 1.11 представлен программный код ММ СПМ 311ПР, реализованных в среде LabView.

В ММ «Условия полета» происходит расчет температуры, давления, плотности воздуха в окружающей среде в зависимости от высоты полета. Расчет ведется в соответствии с ГОСТ 4401-81.

ММ «Расход топлива» имитирует работу топливного регулятора и дозирующей иглы в зависимости от углового положения РУД. В ММ топливного регулятора также заложены алгоритмы подачи топлива, применяемые в ЭСУ-27М [13].

ММ «Двигатель» состоит из двух основных частей. В первой части происходит расчет мощности, развиваемой ТВВ, в зависимости от количества топлива, подаваемого в КС. Расчет ведется путем линейной интерполяции внешней характеристики двигателя, представленной в виде зависимости $N_{ТВВ} = f(\alpha_{руд}, n_{ТВВ})$ (см. Рисунок ВВ.1). Во второй части происходит расчет частоты вращения ТВВ по уравнениям, полученным из уравнений второго закон Ньютона для вращательного движения:

$$\dot{n}_{ПВ} = \frac{6839}{I_{ПВ} + I_{ТВВ} \cdot \left(i_{ПВ}^2 + i_{ЗВ}^2 \cdot \frac{I_{ПВ}}{I_{ЗВ}} \right)} \cdot \left(i_{ПВ} \cdot \frac{N_{ТВВ}}{n_{ТВВ} \cdot 735,49875} + i_{ПВ} \cdot i_{ЗВ} \cdot \frac{I_{ТВВ}}{I_{ЗВ}} \cdot \frac{N_{ЗВ}}{n_{ЗВ} \cdot 735,49875} - \left(1 + \frac{I_{ТВВ}}{I_{ЗВ}} \cdot i_{ЗВ}^2 \right) \cdot \frac{N_{ПВ}}{n_{ПВ} \cdot 735,49875} \right), \quad (1.1)$$

где $\dot{n}_{ПВ}$ – ускорение ротора ПВ, $\frac{1}{c^2}$;

$I_{ПВ} = 30$, кгс · м · с² – момент инерции ПВ;

$I_{ЗВ} = 23$, кгс · м · с² – момент инерции ЗВ;

$I_{ТВВ} = 0,727$, кгс · м · с² – момент инерции ротора ТВВ;

$i_{ПВ} = 4,69$ – передаточное отношение между ТВВ и ПВ;

$i_{ЗВ} = 3,69$ – передаточное отношение между ТВВ и ЗВ;

$N_{ПВ}$ – мощность, потребляемая ПВ, Вт;

$N_{ЗВ}$ – мощность, потребляемая ЗВ, Вт;

$N_{ТВВ}$ – мощность, развиваемая ТВВ, Вт;

$n_{ПВ}$ – частота вращения ПВ, $\frac{об}{мин}$;

$n_{ЗВ}$ – частота вращения ЗВ, $\frac{об}{мин}$;

$n_{ТВВ}$ – частота вращения ротора ТВВ, $\frac{об}{с}$.

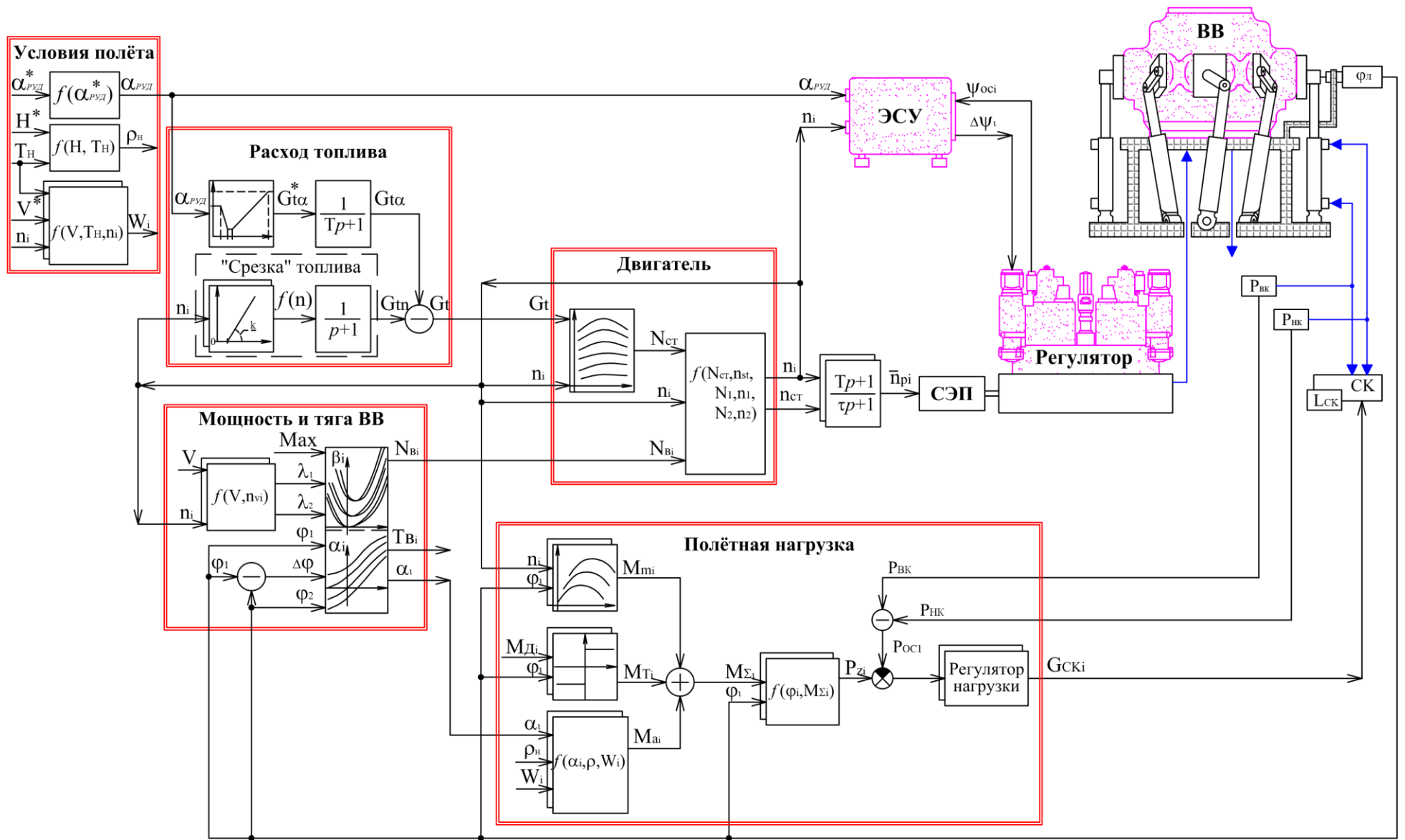


Рисунок 1.10 – Взаимодействие ММ СПМ 311ПР с объектами испытания при максимальной степени натурности

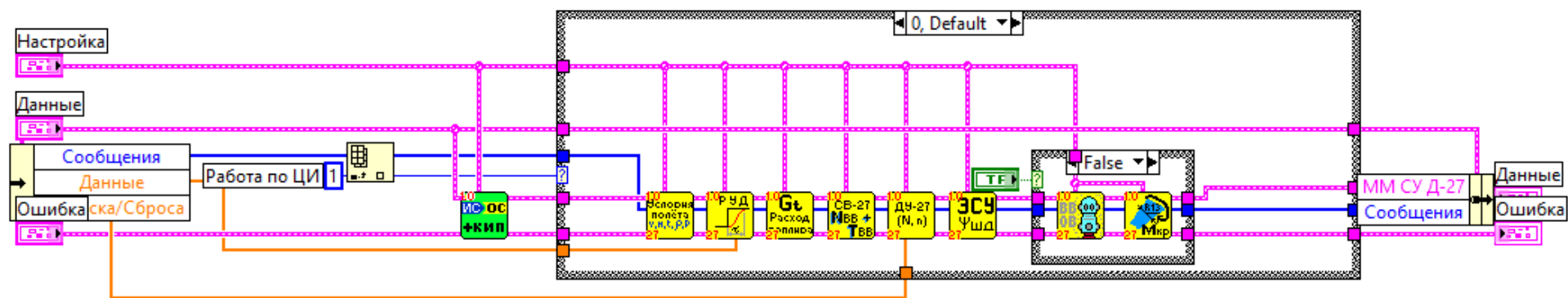


Рисунок 1.11 – Программный код MM СПМ 311ПР, реализованных в среде LabView

$$\dot{n}_{3В} = \frac{6839}{I_{3В} + I_{ТВВ} \cdot \left(i_{3В}^2 + i_{ПВ}^2 \cdot \frac{I_{3В}}{I_{ПВ}} \right)} \cdot \left(i_{3В} \cdot \frac{N_{ТВВ}}{n_{ТВВ} \cdot 735,49875} + i_{ПВ} \cdot i_{3В} \cdot \frac{I_{ТВВ}}{I_{ПВ}} \cdot \frac{N_{ПВ}}{n_{ПВ} \cdot 735,49875} - \left(1 + \frac{I_{ТВВ}}{I_{ПВ}} \cdot i_{ПВ}^2 \right) \cdot \frac{N_{3В}}{n_{3В} \cdot 735,49875} \right), \quad (1.2)$$

где $\dot{n}_{3В}$ – ускорение ротора 3В, $\frac{1}{c^2}$.

Рассчитанные частоты вращения ПВ и 3В воспроизводятся на асинхронных электродвигателях, приводящих маслонасосы ГМР. Измеренная с электродвигателей (физическая) частота вращения используется в качестве обратной связи в блоке ЭСУ-27М для управления ВВ.

Как видно из описания, ММ ТВВД представлена упрощенно, что не позволяет проводить испытания в условиях моделирования различных высот и скоростей полета.

В ММ «**Мощность и тяга ВВ**» происходит расчет тяги, создаваемой ВВ, и мощности, потребляемой ВВ, по следующим формулам [61]:

$$T_{в. \text{ ПВ (ЗВ)}} = \alpha_{\text{ПВ (ЗВ)}} \cdot \rho \cdot \left(\frac{n_{\text{ПВ (ЗВ)}}}{60} \right)^2 \cdot d_{\text{ПВ (ЗВ)}}^4, \quad (1.3)$$

где $T_{в. \text{ ПВ (ЗВ)}}$ – тяга, создаваемая ПВ (ЗВ), Н;

$\alpha_{\text{ПВ (ЗВ)}}$ – коэффициент тяги ПВ (ЗВ), 1;

ρ – плотность воздуха, $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$;

$n_{\text{ПВ (ЗВ)}}$ – частота вращения ПВ (ЗВ), $\frac{\text{об}}{\text{мин}}$;

$d_{\text{ПВ (ЗВ)}}$ – диаметр ПВ (ЗВ), м.

$$N_{\text{ПВ (ЗВ)}} = \beta_{\text{ПВ (ЗВ)}} \cdot \rho \cdot \left(\frac{n_{\text{ПВ (ЗВ)}}}{60} \right)^3 \cdot d_{\text{ПВ (ЗВ)}}^5, \quad (1.4)$$

где $N_{\text{ПВ (ЗВ)}}$ – мощность, потребляемая ПВ (ЗВ), Вт;

$\beta_{\text{ПВ (ЗВ)}}$ – коэффициент мощности ПВ (ЗВ), 1.

Коэффициенты тяги и мощности приведены в расчетно-экспериментальных аэродинамических характеристиках (АДХ) ВВ, представленных в виде зависимостей:

$$a_{\text{ПВ(ЗВ)}} = f(\varphi_{\text{ПВ}}, \Delta\varphi, M, \lambda_{\text{ПВ(ЗВ)}}), \quad (1.5)$$

$$\beta_{\text{ПВ(ЗВ)}} = f(\varphi_{\text{ПВ}}, \Delta\varphi, M, \lambda_{\text{ПВ(ЗВ)}}), \quad (1.6)$$

где $\varphi_{\text{ПВ}}$ – угол установки лопастей ПВ в контрольном сечении на относительном радиусе $\bar{r} = 0,75$, °;

$\Delta\varphi$ – деградация углового положения лопастей ВВ, °;

M – число Маха полета, 1;

$\lambda_{\text{ПВ(ЗВ)}}$ – относительная поступь ПВ (ЗВ), 1.

Пример графического представления АДХ ПВ для постоянного значения числа Маха и постоянного значения деградации углового положения лопастей представлен на Рисунках 1.12 и 1.13.

Расчет коэффициентов тяги ($a_{\text{ПВ}}, a_{\text{ЗВ}}$) и мощности ($\beta_{\text{ПВ}}, \beta_{\text{ЗВ}}$) ведется по методике представления и использования характеристик соосного винтовентилятора при полунатурном моделировании ТВВД [50, 62, 63] путем линейной интерполяции аэродинамических характеристик (см. Рисунок 1.14), линии которых разбиты на одинаковое количество равных отрезков.

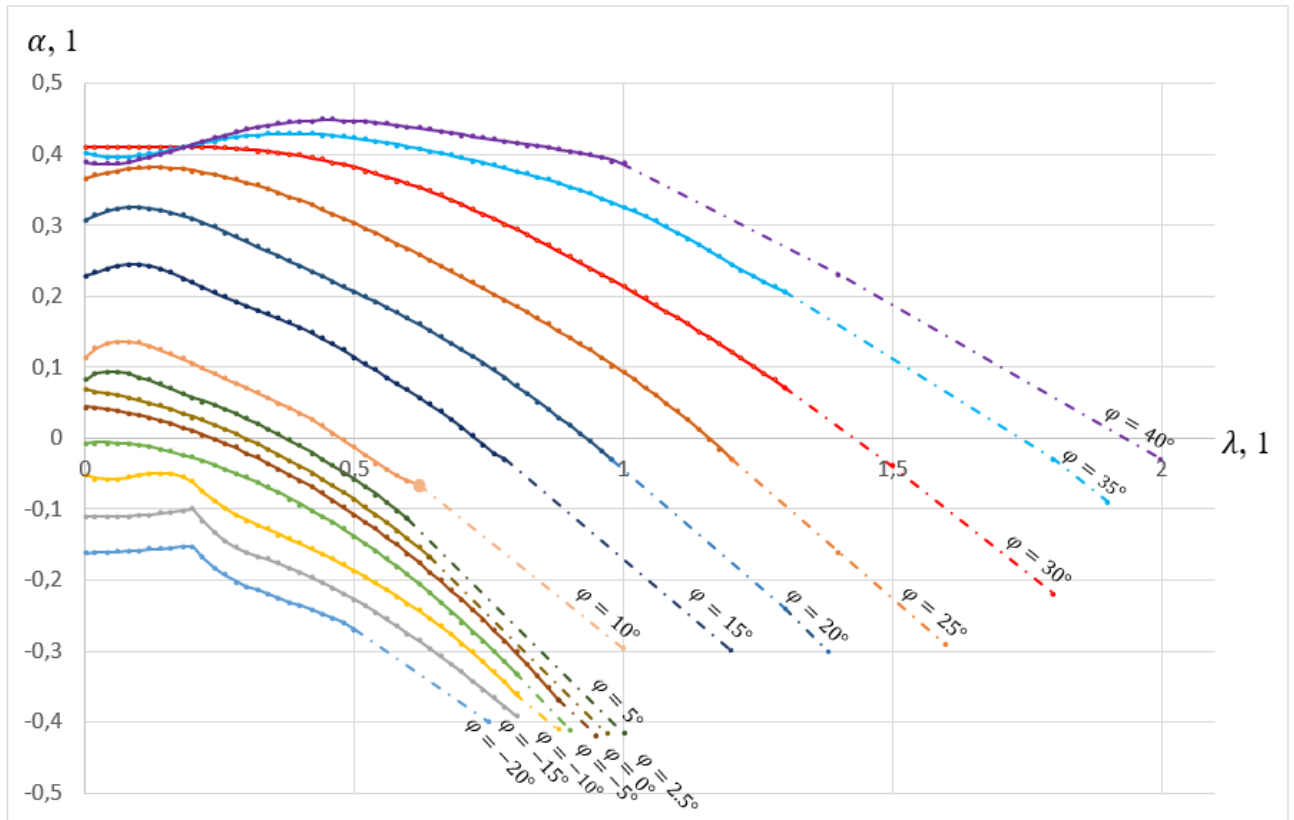


Рисунок 1.12 – Значения коэффициента тяги ПВ при $\Delta\varphi = 0$, $M=0\div 0,3$

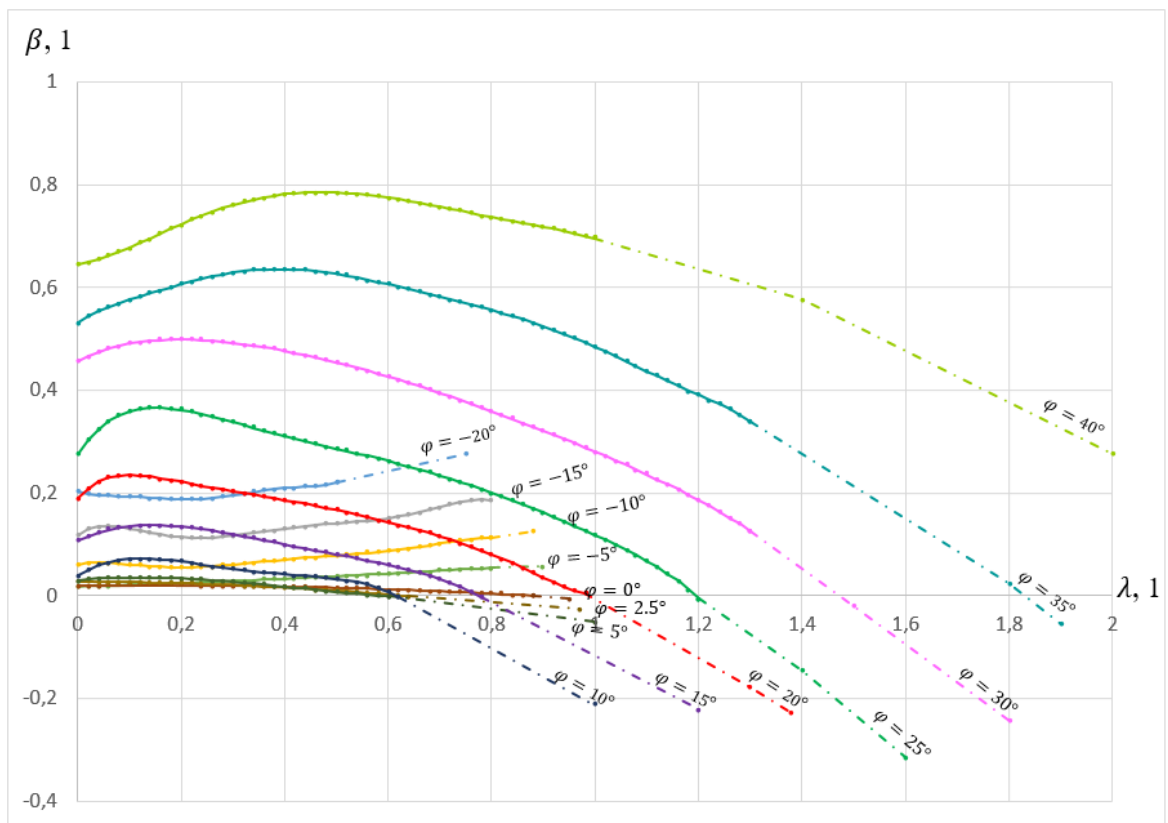


Рисунок 1.13 – Значения коэффициента мощности ПВ при $\Delta\varphi = 0$, $M=0\div 0,3$

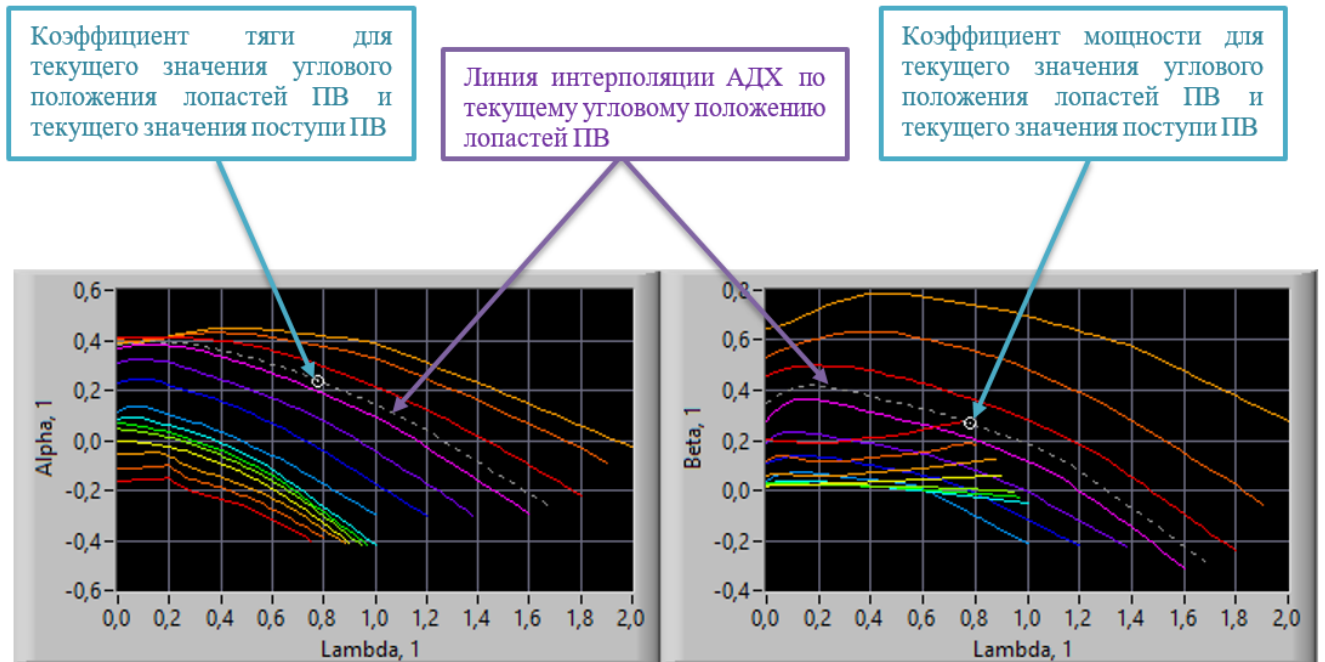


Рисунок 1.14 – Линейная интерполяция коэффициентов тяги и мощности ПВ

Деградация углового положения лопастей в функциях (1.5) и (1.6) находится по формуле:

$$\Delta\varphi = \varphi_{\text{ПВ}} - \varphi_{\text{ЗВ}} \quad (1.7)$$

Относительная поступь ПВ (ЗВ) в функциях (1.5) и (1.6) находится по формуле:

$$\lambda_{\text{ПВ(ЗВ)}} = \frac{V \cdot 60}{d_{\text{ПВ(ЗВ)}} \cdot n_{\text{ПВ(ЗВ)}}}, \quad (1.8)$$

где V – скорость полета, $\frac{\text{м}}{\text{с}}$.

В ММ «Полетная нагрузка» происходит расчет суммарного крутящего момента, действующего на комли лопастей ВВ, для воспроизведения его на СПМ при помощи гидроцилиндров, механически связанных со стаканами втулки ВВ и управляемых сервоклапанами. Расчет суммарного крутящего момента, действующего на один комель лопасти ВВ, осуществляется по формуле:

$$M_{\text{кр.}\Sigma \text{ пв(зв)}} = M_{\text{кр.аэр пв(зв)}} + M_{\text{кр.цб пв(зв)}} + \Delta M_{\text{кр.тр пв(зв)}}, \quad (1.9)$$

где $M_{\text{кр.}\Sigma \text{ пв(зв)}}$ – суммарный крутящий момент, действующий на один комель лопасти ПВ (ЗВ), кгс · м;

$M_{\text{кр.аэр пв(зв)}}$ – крутящий момент от аэродинамических сил, действующих на лопасть ПВ (ЗВ), кгс · м;

$M_{\text{кр.цб пв(зв)}}$ – крутящий момент от центробежных сил, действующих на лопасть ПВ (ЗВ), кгс · м;

$\Delta M_{\text{кр.тр пв(зв)}}$ – повышение крутящего момента, требуемого для поворота лопастей ПВ (ЗВ), за счет трения в шариковой заделке лопастей, возникающего от действия центробежных сил, кгс · м.

Крутящий момент от аэродинамических сил, действующих на лопасть ПВ (ЗВ), находится упрощенно по следующей формуле [64]:

$$M_{\text{кр.аэр пв(зв)}} = 0,092 \cdot \frac{T_{\text{в. пв(зв)}}}{g} \cdot \frac{b_{\text{мах пв(зв)}}}{Z_{\text{пв(зв)}}}, \quad (1.10)$$

где $g = 9,81$ – ускорение свободного падения, $\frac{\text{м}}{\text{с}^2}$;

$b_{\text{мах пв(зв)}}$ = 0,617 – максимальная ширина лопасти ПВ (ЗВ), м;

$Z_{\text{пв(зв)}}$ = 8 (6) – количество лопастей ПВ (ЗВ), 1.

Для более точного расчета крутящего момента от аэродинамических сил, действующих на лопасть, в современных СПМ используется расчет распределения давлений по поверхности лопасти с применением вихревой теории Н.Е. Жуковского [65].

Схема расположения осей на лопасти при расчете крутящего момента от аэродинамических сил с применением вихревой теории показана на Рисунке 1.15

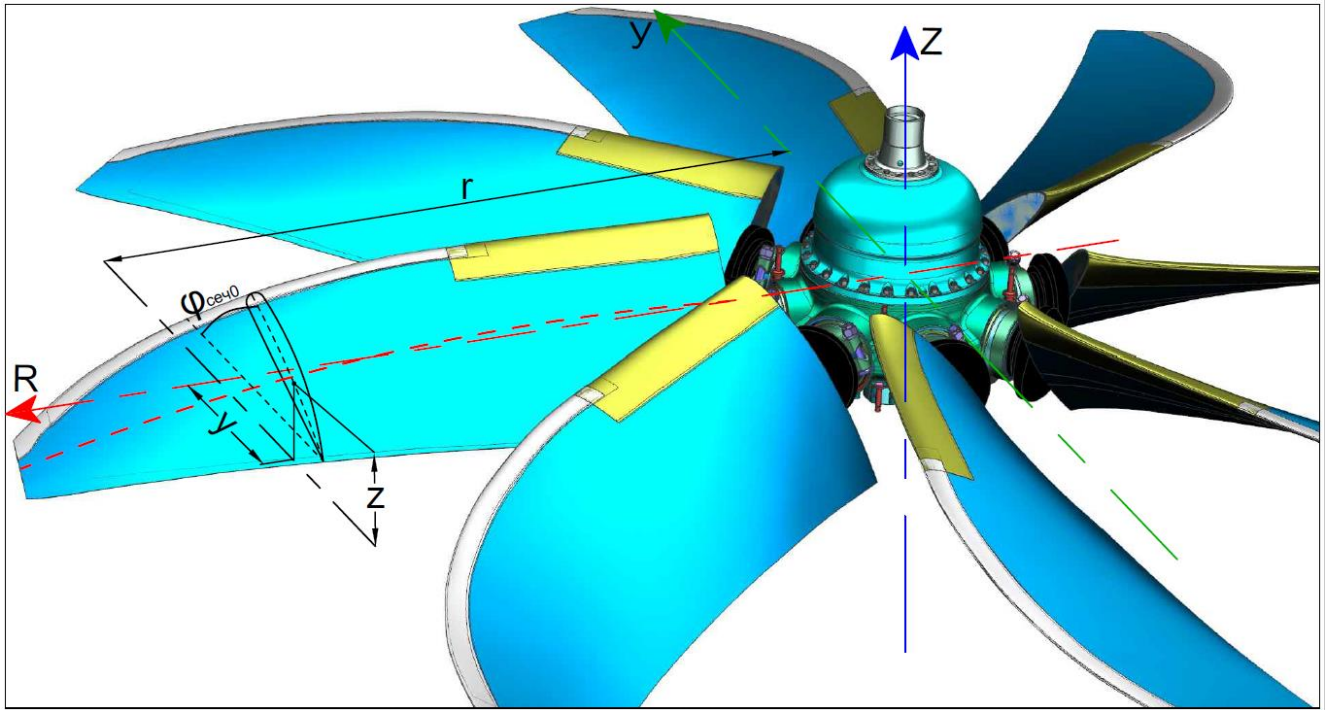


Рисунок 1.15 – Схема расположения осей на лопасти ПВ при нахождении крутящего момента от аэродинамических сил

Крутящий момент от аэродинамических сил, действующих на лопасть ПВ (ЗВ) находится по формуле:

$$M_{\text{кр.аэр ПВ(ЗВ)}} = r_{\text{ПВ(ЗВ)}} \cdot \int_{\bar{r}_{\text{ПВ(ЗВ)}}=0.75}^{\bar{r}_{\text{ПВ(ЗВ)}}=1} (p_{f \text{ ПВ(ЗВ)}} \cdot y_{\text{ЦД ПВ(ЗВ)}} + q_{f \text{ ПВ(ЗВ)}} \cdot z_{\text{ЦД ПВ(ЗВ)}}) d\bar{r}_{\text{ПВ(ЗВ)}} - (P_{f \text{ ПВ(ЗВ)}} \cdot y_{\text{ЦТ ПВ(ЗВ)}} + Q_{f \text{ ПВ(ЗВ)}} \cdot z_{\text{ЦТ ПВ(ЗВ)}}), \quad (1.11)$$

где $r_{\text{ПВ(ЗВ)}}$ – радиус лопасти ПВ (ЗВ);

$p_{f \text{ ПВ(ЗВ)}}$ – распределенная сила тяги лопасти ПВ (ЗВ), $\frac{\text{кгс}}{\text{м}}$;

$q_{f \text{ ПВ(ЗВ)}}$ – распределенная сила сопротивления лопасти ПВ (ЗВ), $\frac{\text{кгс}}{\text{м}}$;

$P_{f \text{ ПВ(ЗВ)}}$ – сосредоточенная сила тяги лопасти ПВ (ЗВ), кгс;

$Q_{f \text{ ПВ(ЗВ)}}$ – сосредоточенная сила сопротивления лопасти ПВ(ЗВ), кгс;

$y_{\text{ЦД ПВ(ЗВ)}}$ – координата центра давления на сечении лопасти ПВ (ЗВ) по оси Y , мм;

$z_{\text{цд пв(зв)}}$ – координата центра давления на сечении лопасти ПВ (ЗВ) по оси Z , мм;

$y_{\text{цт пв(зв)}}$ – координата центра тяжести сечения лопасти ПВ (ЗВ) по оси Y , мм;

$z_{\text{цт пв(зв)}}$ – координата центра тяжести сечения лопасти ПВ (ЗВ) по оси Z , мм.

Координаты центра давления на сечении лопасти ПВ (ЗВ) и центра тяжести сечения лопасти ПВ (ЗВ) находятся по формулам:

$$y_{\text{цд пв(зв)}} = y_{\text{окт.пв(зв)}} + L_{\text{тд пв(зв)}} \cdot \cos(\varphi_{\text{сеч пв(зв)}}), \quad (1.12)$$

$$z_{\text{цд пв(зв)}} = z_{\text{окт.пв(зв)}} + L_{\text{тд пв(зв)}} \cdot \sin(\varphi_{\text{сеч пв(зв)}}), \quad (1.13)$$

$$y_{\text{цт пв(зв)}} = y_{\text{окт.пв(зв)}} + L_{\text{тж пв(зв)}} \cdot \cos(\varphi_{\text{сеч пв(зв)}}), \quad (1.14)$$

$$z_{\text{цт пв(зв)}} = z_{\text{окт.пв(зв)}} + L_{\text{тж пв(зв)}} \cdot \sin(\varphi_{\text{сеч пв(зв)}}), \quad (1.15)$$

где $y_{\text{окт.пв(зв)}}$ – расстояние от оси комля до центра тяжести сечения лопасти ПВ (ЗВ) по оси Y , мм;

$z_{\text{окт.пв(зв)}}$ – расстояние от оси комля до центра тяжести сечения лопасти ПВ (ЗВ) по оси Z , мм;

$L_{\text{тд пв(зв)}}$ – расстояние между центром тяжести сечения лопасти ПВ (ЗВ) и центром давления на сечении лопасти ПВ (ЗВ), мм;

$L_{\text{тж пв(зв)}}$ – расстояние между центром тяжести сечения лопасти ПВ (ЗВ) и центром жесткости сечения лопасти ПВ (ЗВ), мм;

$\varphi_{\text{сеч пв(зв)}}$ – угловое положение сечения лопасти ПВ (ЗВ) на заданном радиусе, °.

Расстояние между центром тяжести сечения лопасти ПВ (ЗВ) и центром давления на сечении лопасти ПВ (ЗВ) находится по формуле:

$$L_{\text{тд пв(зв)}} = x_{\text{цт пв(зв)}} - x_{\text{цд пв(зв)}}, \quad (1.16)$$

где $x_{\text{цт пв(зв)}}$ – расстояние от передней кромки сечения лопасти до центра тяжести

сечения лопасти, мм;

$x_{\text{ЦД ПВ(ЗВ)}}$ – координата центра давления на сечении лопасти относительно передней кромки сечения лопасти, мм.

Расстояние между центром тяжести сечения лопасти ПВ (ЗВ) и центром давления на сечении лопасти ПВ (ЗВ) ограничено максимальным значением по передней кромке $L_{\text{ТД max ПВ(ЗВ)}} = x_{\text{ЦТ ПВ(ЗВ)}}$ и минимальным значением по задней кромке $L_{\text{ТД min ПВ(ЗВ)}} = x_{\text{ЦТ ПВ(ЗВ)}} - b_{\text{ПВ(ЗВ)}}$.

Координата центра давления на сечении лопасти ПВ (ЗВ) относительно передней кромки сечения лопасти ПВ (ЗВ) находится по формуле:

$$x_{\text{ЦД ПВ(ЗВ)}} = b_{\text{ПВ(ЗВ)}} \cdot \frac{C_{m \text{ ПВ(ЗВ)}}}{C_{y \text{ ПВ(ЗВ)}}}, \quad (1.17)$$

где $b_{\text{ПВ(ЗВ)}}$ – хорда сечения лопасти, мм;

$C_{m \text{ ПВ(ЗВ)}}$ – коэффициент крутящего момента от аэродинамических сил, 1;

$C_{y \text{ ПВ(ЗВ)}}$ – коэффициент силы тяги сечения лопасти, 1.

Угловое положение сечения лопасти ПВ (ЗВ) на заданном радиусе находится по формуле:

$$\varphi_{\text{сеч ПВ(ЗВ)}} = \varphi_{\text{сеч0 ПВ(ЗВ)}} + \varphi_{\text{ПВ(ЗВ)}}, \quad (1.18)$$

где $\varphi_{\text{сеч0 ПВ(ЗВ)}}$ – угловое положение сечения лопасти ПВ (ЗВ) на заданном радиусе при угловом положении лопасти ПВ (ЗВ) в контрольном сечении (на радиусе $\bar{r}_{\text{ПВ(ЗВ)}} = 0.75$) равном $\varphi_{\text{ПВ(ЗВ)}} = 0^\circ$.

Параметры $p_{f \text{ ПВ(ЗВ)}}$, $q_{f \text{ ПВ(ЗВ)}}$, $C_{m \text{ ПВ(ЗВ)}}$, $C_{y \text{ ПВ(ЗВ)}}$ рассчитываются с применением программного комплекса POWER [66], работающего по методике поверочного аэродинамического расчета распределения давлений, действующих

на поверхность лопасти ПВ (ЗВ), согласованной с ЦАГИ (вихревая теория).
 Параметры $y_{\text{окт.пв(зв)}}$, $z_{\text{окт.пв(зв)}}$, $L_{\text{тж пв(зв)}}$, $x_{\text{цт пв(зв)}}$, $b_{\text{пв(зв)}}$ задаются исходя из конструктивного облика лопасти ПВ (ЗВ).

Крутящий момент от центробежных сил, действующих на лопасть ПВ (ЗВ), находится по формуле [64]:

$$M_{\text{кр.цб пв(зв)}} = 0,00025 \cdot n_{\text{пв(зв)}}^2 \cdot \sin\left(2 \cdot (\varphi_{\text{пв(зв)}} + 3^\circ)\right) \quad (1.19)$$

Повышение крутящего момента, требуемого для поворота лопастей ПВ (ЗВ), за счет трения в шариковой заделке лопастей, возникающего от действия центробежных сил находится по формуле:

$$\Delta M_{\text{кр.тр пв(зв)}} = (P_{\text{цб.лоп пв(зв)}} + P_{\text{цб.стак}}) \cdot \frac{d_{\text{ц}}}{2} \cdot f \quad (1.20)$$

где $P_{\text{цб.лоп пв(зв)}}$ – центробежная сила от лопасти ПВ (ЗВ), кгс;

$P_{\text{цб.стак}}$ – центробежная сила от стакана лопасти, кгс;

$d_{\text{ц}}$ – диаметр по центрам шаров в заделке лопасти, м;

$f = 0,005$ – коэффициент трения для радиально-упорных подшипников при осевой нагрузке.

Центробежная сила от лопасти ПВ (ЗВ) находится по формуле:

$$P_{\text{цб.лоп пв(зв)}} = m_{\text{пв(зв)}} \cdot \omega_{\text{пв(зв)}}^2 \cdot R_{\text{цт. пв(зв)}} \quad (1.21)$$

где $m_{\text{пв(зв)}}$ – масса лопасти ПВ (ЗВ), кг;

$\omega_{\text{пв(зв)}}$ – угловая скорость ПВ (ЗВ), рад/с;

$R_{\text{цт. пв(зв)}}$ – расстояние от оси вращения до центра тяжести лопасти ПВ (ЗВ), м.

Центробежная сила от стакана лопасти находится аналогично, как и центробежная сила от лопасти.

Угловая скорость ПВ (ЗВ) находится по формуле:

$$\omega_{\text{ПВ(ЗВ)}} = \frac{\pi \cdot n_{\text{ПВ(ЗВ)}}}{30} \quad (1.22)$$

Для получения наиболее точного результата моделирования зависимости повышения крутящего момента от силы трения в шариковой заделке лопастей применяется имитация силы трения при помощи гайки преднатяга, создающей повышенное трение в заделке лопасти. Такое мероприятие позволяет избежать проблем, возникающих при имитации повышения крутящего момента от сил трения в процессе страгивания СВВ, а также от сил трения, быстро меняющих свой знак при имитации переходного процесса.

1.4 Анализ программных комплексов, позволяющих моделировать работу ГТД, и анализ возможности их применения на СПМ

Перед тем, как приступить к разработке поузловой нелинейной термодинамической ММ ТВВД, был проведен анализ готовых программных продуктов, позволяющих моделировать работу ГТД, а также рассмотрена возможность применения этих программных продуктов на СПМ ОАО «НПП «Аэросила» для испытания САУ ВВ.

1.4.1 GasTurb 12 (Германия)

Программный комплекс GasTurb 12 [67] позволяет производить расчет параметров работы турбореактивных и турбовальных двигателей по заранее заложенным в программе схемам, используя основные термодинамические уравнения. Переходный режим моделируется с учетом полярного момента инерции роторов двигателя.

Внешний вид интерфейса ввода данных в программу представлен на Рисунке 1.16, вывода данных – на Рисунках 1.17 и 1.18.

Программный комплекс GasTurb 12 является мощным инструментом для моделирования работы турбореактивного двигателя, однако, применение его на СПМ невозможно по ряду причин:

- отсутствует возможность взаимодействия с программно-аппаратными средствами стенда;
- отсутствует возможность расчета параметров работы двигателя в режиме реального времени;
- отсутствует возможность компоновки требуемой схемы двигателя;
- отсутствует возможность применения экспериментальных АДХ СВВ.

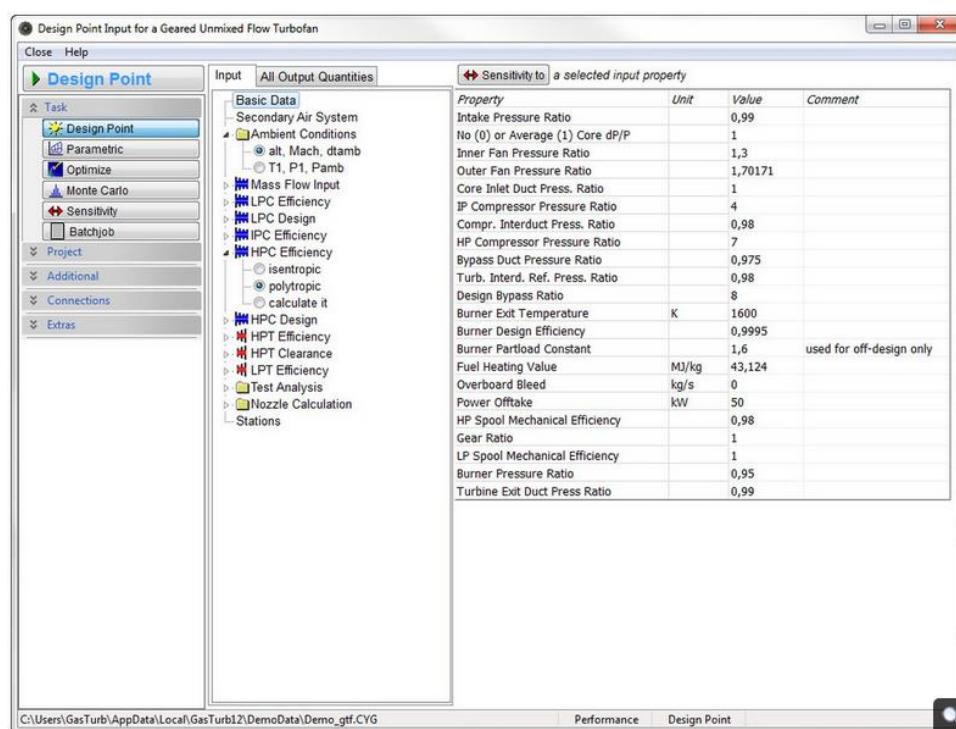


Рисунок 1.16 – Внешний вид окна ввода данных программы GasTurb 12

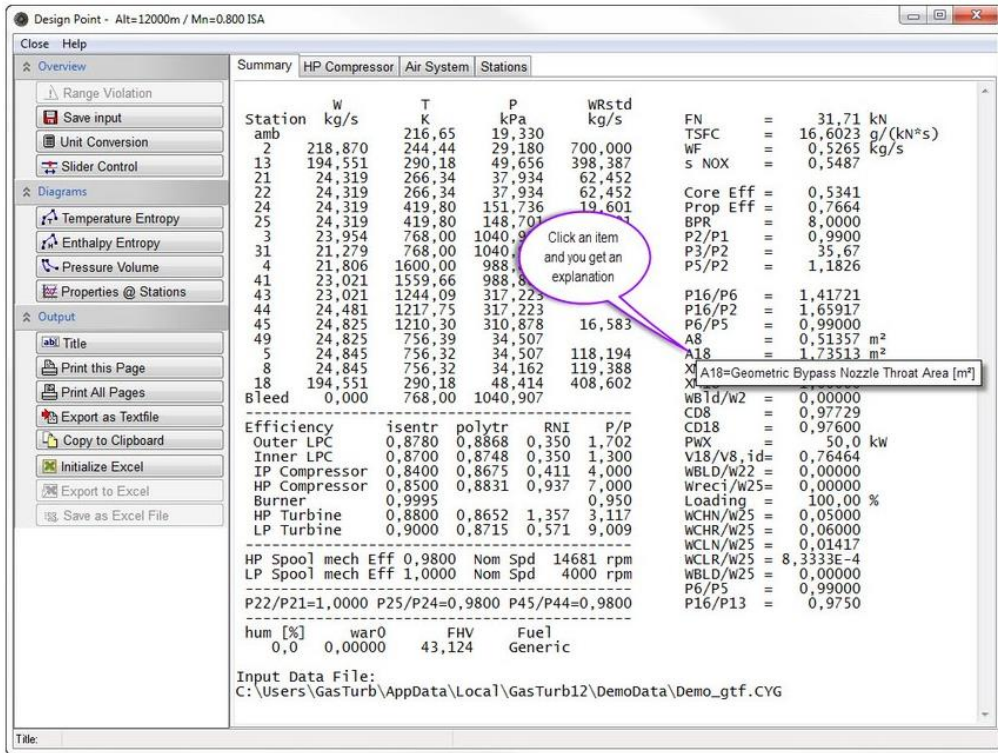


Рисунок 1.17 – Внешний вид окна вывода данных программы GasTurb 12

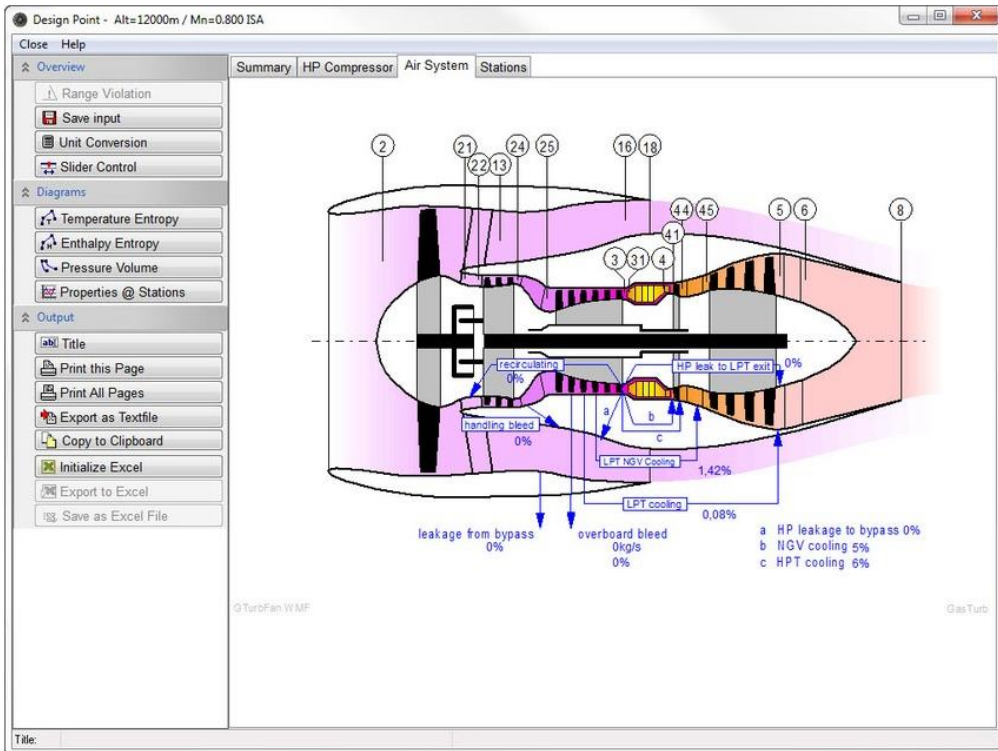


Рисунок 1.18 – Внешний вид окна вывода данных с указанием расчетных точек программы GasTurb 12

1.4.2 GSP 11 (Нидерланды)

Программа моделирования ГТД GSP 11, разработанная в техническом университете Делфта (TUD), представляет инструмент для расчета установившихся и переходных процессов ГТД произвольной схемы [68]. Модель ГТД представляется в GSP 11 в виде набора модулей, соответствующих основным узлам ГТД (см. Рисунок 1.19).

Кроме того, GSP 11 позволяет вносить изменения в библиотеку модулей (характеристики узлов), и может быть применена в стороннем прикладном ПО благодаря интерфейсу программирования приложений – API.

Несмотря на все преимущества GSP 11 не может быть применена на СПМ по следующим причинам:

- отсутствует возможность расчета параметров работы двигателя в режиме реального времени;
- отсутствует возможность полноценного взаимодействия с программно-аппаратными средствами стенда;
- отсутствует возможность применения экспериментальных АДХ СВВ.

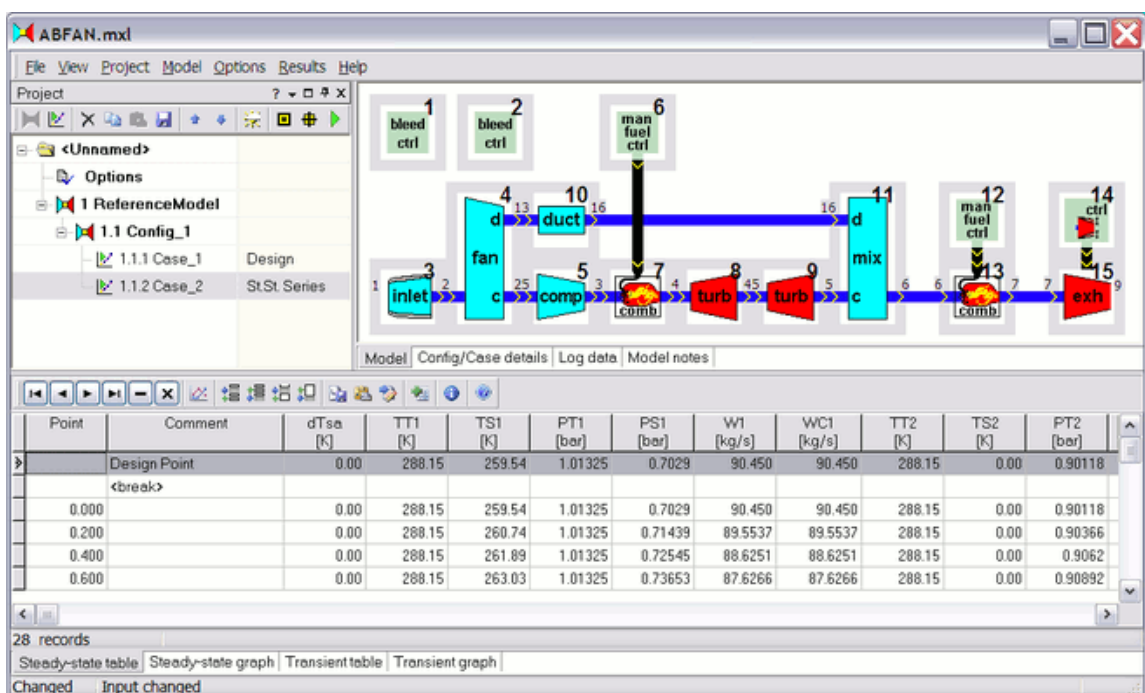


Рисунок 1.19 – Окно программы GSP 11

1.4.3 ГРАД, ГРЭТ (Россия, Казань)

Программный комплекс ГРАД [69] был разработан учеными Казанского национального исследовательского технического университета (КНИТУ-КАИ) на языке программирования Fortran и применяется уже более 25 лет. ГТД в ГРАД представлен поэлементной моделью в виде основных узлов (КНД, КВД, КС, ТВД, ТНД и др). С момента своего создания ГРАД претерпел значительные изменения в части интерфейса и функциональности. Построенный на базе ГРАД программный комплекс ГРЭТ полностью адаптирован к работе в операционной системе Windows [70].

Однако применение ГРАД, ГРЭТ на СПМ не представляется возможным по следующим причинам:

- отсутствует возможность расчета параметров работы двигателя в режиме реального времени;
- отсутствует возможность полноценного взаимодействия с программно-аппаратными средствами стенда;
- отсутствует возможность применения экспериментальных АДХ СВВ.

1.4.4 Программный комплекс АСТРА (Россия, Самара)

Автоматизированная система термогазодинамического расчета и анализа (АСТРА) ГТД и энергетических установок представляет собой интегрированную среду, разработанную Самарским государственным аэрокосмическим университетом для совместного решения задач начального этапа проектирования ГТД различных типов и схем [71, 72]. ГТД в программном комплексе АСТРА представлен в виде базовых модулей, соответствующих основным узлам ГТД, характеристики которых известны.

АСТРА (см. Рисунок 1.20) имеет современный интерфейс, работает в операционной системе Windows и обладает следующими возможностями:

- формирование моделей ГТД произвольных схем;

- использование характеристик узлов;
- расчет ВСХ;
- моделирование полетного цикла;
- идентификация параметров ГТД и др.



Рисунок 1.20 – Внешний вид основного окна АСТРА

Несмотря на ряд преимуществ (по сравнению с рассмотренными программными комплексами), АСТРА не может быть применена на СПМ по следующим причинам:

- отсутствует возможность расчета параметров работы двигателя в режиме реального времени;
- отсутствует возможность полноценного взаимодействия с программно-аппаратными средствами стенда.

1.4.5 Комплексный математический стенд (Россия, Москва)

Центральным институтом авиационного моторостроения им. П.И. Баранова был разработан комплексный математический стенд, позволяющий моделировать работу ГТД совместно с САУ и решающий следующие задачи [73]:

- определение характеристик двигателя на установившемся и переходном режимах работы с реальными характеристиками САУ;

- оценка управляемости двигателя при выбранных методах управления;
- упреждающая оценка влияния коррекции характеристик узлов на характеристики двигателя;
- исследование и выбор программ и алгоритмов управления САУ;
- отладка функционального программного обеспечения электронных регуляторов САУ;
- контроль параметров, не измеряемых в натурных экспериментах.

Программа построена по принципу поузловой динамической ММ ГТД [74] и предоставляет широкие возможности по отладке системы управления ГТД, однако, не может быть применена на СПМ по следующим причинам:

- отсутствует возможность применения поверочного аэродинамического расчета СВВ с применением вихревой теории;
- отсутствует возможность полноценного взаимодействия с программно-аппаратными средствами стенда.

1.4.6 DVIGw (Россия, Уфа)

Программная среда DVIGw, разработанная Уфимским государственным авиационным техническим университетом, позволяет выполнять термогазодинамические расчеты авиационных ГТД произвольных схем и анализировать их работу при изменении внешних условий и режимов [14, 75, 76, 77, 78, 79]. Модель ГТД представляется в DVIGw в виде набора модулей, соответствующих основным узлам ГТД. Между модулями устанавливается взаимосвязь, описывающая потоки вещества, энергии, количества движения.

Программная среда DVIGw позволяет рассчитывать ВСХ, дроссельные характеристики ГТД, проводить проектный термогазодинамический расчет и др., однако, не может быть применена на СПМ по следующим причинам:

- отсутствует возможность расчета параметров работы двигателя в режиме реального времени;

- отсутствует возможность полноценного взаимодействия с программно-аппаратными средствами стенда;
- отсутствует возможность применения экспериментальных АДХ СВВ.

1.5 Постановка цели и задач исследования

В п. 1.1 показан широкий круг задач, возникающих при разработке СВВ и их САУ, решить которые позволяет СПМ.

ПО СПМ и среда разработки ПО (п. 1.2) соответствуют современному техническому уровню и позволяют производить расчеты основных ММ в режиме реального времени.

Из п. 1.3 видно, что основными ММ, применяемыми на СПМ и влияющими на точность воспроизведения переходных процессов, являются: ММ двигателя, описывающая мощностные и инерционные характеристики, и ММ СВВ. В настоящее время применение специальной методики интерполяции расчетно-экспериментальных АДХ СВВ [50, 62, 63] позволяет с достаточной точностью рассчитать мощность, потребляемую ПВ и ЗВ. Напротив, ММ двигателя, представленная в виде внешней характеристики ТВВ, ВСХ или в виде КЛДМ [18, 19], вносит значимые погрешности при моделировании переходных процессов и обладает рядом недостатков (см. ВВЕДЕНИЕ). При этом решение всего комплекса задач, связанных с отладкой и доводкой САУ СВВ не представляется возможным.

Возникающая потребность применения на СПМ более совершенной ММ двигателя привела к необходимости проведения анализа готовых программных продуктов, используемых для моделирования ГТД (см. п. 1.4). Проведенный анализ показал, что имеющиеся на сегодняшний день готовые программные продукты не могут быть применены на СПМ по ряду причин. Основными причинами являются: невозможность расчета параметров ГТД в режиме реального времени и невозможность взаимодействия с программно-аппаратными средствами стенда.

Расчет параметров ММ в режиме реального времени является обязательным условием для достоверного воспроизведения переходных процессов на СПМ,

поскольку программно-аппаратные средства ИВК непрерывно взаимодействуют с натурными объектами испытания (СВВ, ГМР, ЭСУ).

Таким образом анализ существующей проблемы математического моделирования ТВВД на СПМ для испытания СВВ и их САУ позволил сформулировать цель и направления научного исследования.

Целью является разработка технологии полунатурных испытаний агрегатов САУ соосных винтовентиляторов в замкнутых каналах управления с применением поузловой ММ ТВВД для повышения эффективности проектирования и доводки СВВ и их САУ (включая ГМР).

Исходя из цели работы, для ее реализации поставлены следующие задачи:

1 Провести анализ структурной организации и базовых характеристик стенда полунатурного моделирования для испытания агрегатов САУ соосных винтовентиляторов, определить недостатки существующего подхода.

2 Разработать поузловую нелинейную термодинамическую ММ ТВВД на примере ТВВД Д-27 для замыкания каналов управления на стенде полунатурного моделирования.

3 Разработать модуль реализации ММ ТВВД в среде программирования, применяемой на стенде полунатурного моделирования.

4 Исследовать реализованную ММ для ТВВД Д-27 на адекватность, по результатам исследования провести уточнение ММ с последующей идентификацией.

5 Исследовать пути возможной оптимизации расчета разработанной ММ ТВВД Д-27 с применением современных методов нечеткой логики и выработать рекомендации для применения указанной ММ на других СПМ ОАО «НПП «Аэросила», предназначенных для испытаний аналогичных ВВ и ГМР.

6 Внедрить идентифицированную ММ ТВВД на стенд полунатурного моделирования 311ПР ОАО «НПП «Аэросила».

Глава 2 Разработка поузловой (поэлементной) нелинейной термодинамической ММ ТВВД на примере ТВВД Д-27 для стенда полунатурного моделирования

2.1 Основные подходы при разработке поузловой нелинейной термодинамической ММ ТВВД

При разработке ММ ТВВД использовались следующие фундаментальные законы.

Закон сохранения энергии газового потока – сумма удельной энтальпии, удельной кинетической энергии, а также удельного подведенного или отведенного количества теплоты или удельной работы сохраняются между условными сечениями:

$$i_1 + \frac{c_1^2}{2} \pm q \pm l = i_2 + \frac{c_2^2}{2}, \quad (2.1)$$

где i_1, i_2 – значение удельной энтальпии в условных сечениях, $\frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$;

c_1, c_2 – скорость течения газового потока в условных сечениях, $\frac{\text{м}}{\text{с}}$;

q – удельное подведенное или отведенное количество теплоты, $\frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$;

l – удельная работа, совершенная над газовым потоком или самим газовым потоком, $\frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$.

Закон сохранения массы газового потока (неразрывность газового потока) – массовый расход газового потока с учетом отбора сжатого воздуха или подачи топлива сохраняется между условными сечениями:

$$G_{Г1} - G_{отб} + G_{Т} = G_{Г2}, \quad (2.2)$$

где $G_{Г1}, G_{Г2}$ – массовый расход газового потока в условных сечениях, $\frac{\text{кг}}{\text{с}}$;

$G_{отб}$ – массовый расход отбираемого сжатого воздуха, $\frac{\text{кг}}{\text{с}}$;

$G_{Т}$ – массовый расход топлива в КС, $\frac{\text{кг}}{\text{с}}$.

Второй закон Ньютона для вращательного движения – угловое ускорение ротора прямо пропорционально крутящему моменту и обратно пропорционально моменту инерции:

$$\dot{n} = \frac{\Delta N}{2\pi \cdot n \cdot I}, \quad (2.3)$$

где \dot{n} – угловое ускорение, $\frac{\text{рад}}{\text{с}}$;

ΔN – разность мощностей источника и потребителя, Вт;

n – частота вращения, $\frac{\text{об}}{\text{с}}$;

I – момент инерции, $\text{кг} \cdot \text{м}^2$.

2.2 Структурная схема поузловой (поэлементной) нелинейной термодинамической ММ ТВВД на примере ТВВД Д-27

Газогенератор ТВВД Д-27 состоит из следующих основных конструктивных элементов (узлов): КНД, КВД, КС, ТВД, ТНД, ТВВ, ВУ (см. Рисунок 2.1).

Поэлементная нелинейная термодинамическая ММ ТВВД Д-27 структурно повторяет поузловое строение двигателя (см. Рисунок 2.2).

Условно можно разделить ММ ТВВД Д-27 на две основные части: термодинамическая модель газогенератора (ГГ) и динамическая модель роторов.

Термодинамическая модель ГГ состоит из семи основных элементов: КНД, КВД, КС, ТВД, ТНД, ТВВ, ВУ. В термодинамической модели ГГ происходит расчет температур и давлений вдоль проточной части двигателя.

Динамическая модель состоит из трех основных элементов, описывающих динамику роторов высокого и низкого давления (ВД, НД), а также редуктора Д-27.

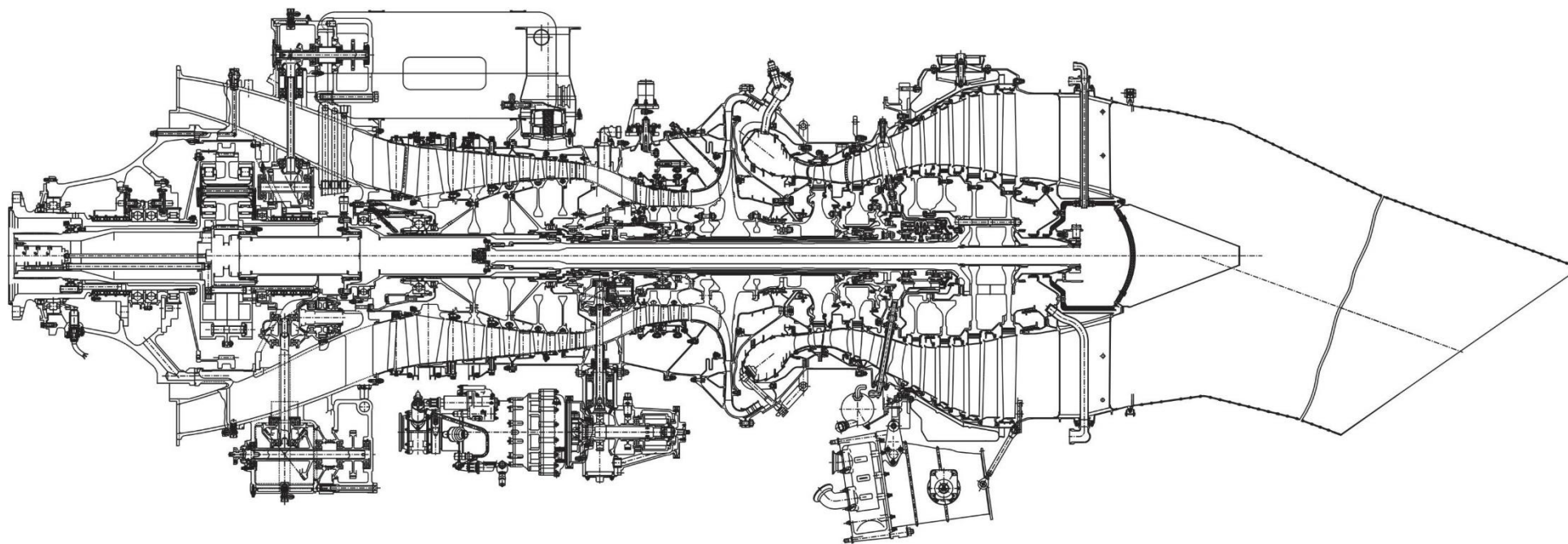


Рисунок 2.1 – Конструкция турбовинтовентиляторного двигателя Д-27

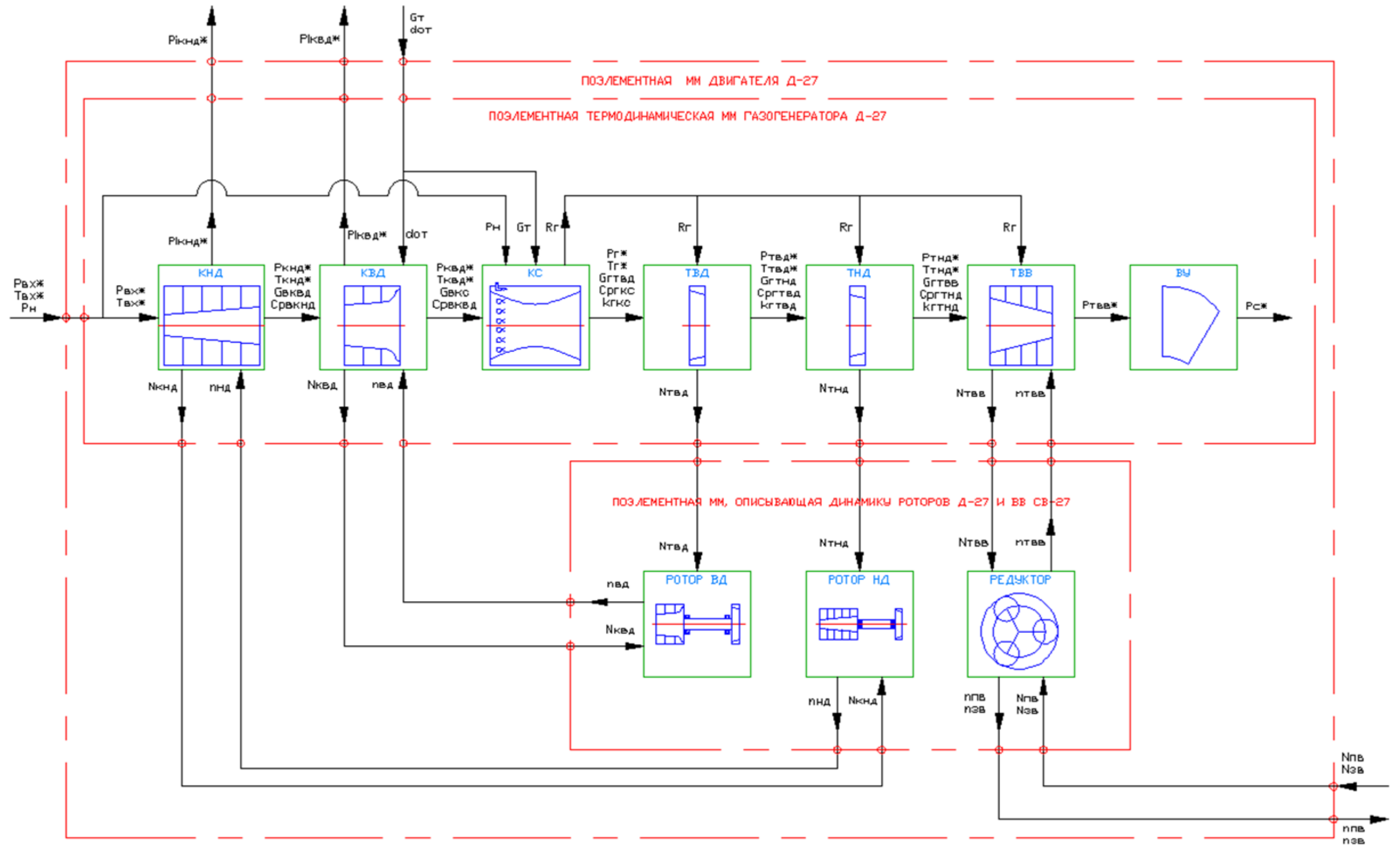


Рисунок 2.2 – Структурная схема поэлементной нелинейной термодинамической ММ ТВВД Д-27

Из структурной схемы (Рисунок 2.1) видно, что на ММ ТВВД Д-27 оказывают влияние внешние возмущения:

- давление торможения воздуха на входе в двигатель $P_{\text{вх}}^*$;
- температура воздуха на входе в двигатель по параметрам торможения $T_{\text{вх}}^*$;
- расход топлива в камеру сгорания $G_{\text{т}}$;
- отбор воздуха за КВД $\delta_{\text{отб}}$;
- мощности, отбираемые передним и задним ВВ $N_{\text{пв}}, N_{\text{зв}}$.

Параметры $P_{\text{вх}}^*$, $T_{\text{вх}}^*$, $G_{\text{т}}$, $\delta_{\text{отб}}$ оказывают влияние на термодинамическую ММ ГГ, а $N_{\text{пв}}, N_{\text{зв}}$ – на динамическую модель редуктора Д-27.

Внешними параметрами ММ ТВВД Д-27 являются:

- степень повышения давления торможения КНД $\pi_{\text{кнд}}^*$;
- степень повышения давления торможения КВД $\pi_{\text{квд}}^*$;
- частоты вращения переднего и заднего ВВ $n_{\text{пв}}, n_{\text{зв}}$.

Параметры $\pi_{\text{кнд}}^*$, $\pi_{\text{квд}}^*$ формируются термодинамической ММ ГГ, а $n_{\text{пв}}, n_{\text{зв}}$ – динамической моделью редуктора Д-27.

2.3 Расчет условий полета: значений давления торможения и температуры торможения на входе в двигатель

Одними из возмущающих воздействий для ММ ТВВД являются температура торможения и давление торможения на входе в двигатель. Указанные параметры воздуха зависят от высоты и скорости полета, а также от отклонения температуры от значения по МСА.

2.3.1 Расчет наружной физической температуры и наружного физического давления по МСА на заданной высоте

Расчет наружной физической температуры $T_{\text{н0}}$ и наружного физического давления $P_{\text{н0}}$ по МСА на заданной высоте осуществляется согласно ГОСТ 4401-81.

Для высот до 11000 м можно воспользоваться упрощенной формулой расчета наружной физической температуры T_{H0} :

$$T_{H0} = T_0 - 0,00651 \cdot H, \quad (2.4)$$

где $T_0 = 288,15, K$ – физическая температура на нулевой высоте по МСА;
 H – высота, м.

2.3.2 Расчет наружной физической температуры и наружного физического давления с учетом отклонения от МСА

Расчет наружной физической температуры с учетом отклонения от МСА осуществляется по формуле:

$$T_H = T_{H0} + \Delta T, \quad (2.5)$$

где ΔT – заданное отклонение физической температуры от МСА, К.

Наружное физическое давление с учетом отклонения наружной физической температуры от МСА может быть найдено по заданной величине отклонения физического давления:

$$P_H = P_{H0} + \Delta P, \quad (2.6)$$

где ΔP – заданное отклонение физического давления от МСА, Па.

Также наружное физическое давление с учетом отклонения физической температуры от МСА может быть найдено приближенно по барометрической формуле:

$$P_H = P_0 \cdot e^{\frac{M_{rB} \cdot g \cdot H}{R_0 \cdot T_H}}, \quad (2.7)$$

где $P_0 = 101325, \text{ Па}$ – физическое давление на нулевой высоте по МСА;

$M_{rB} = 0,02898, \frac{\text{кг}}{\text{моль}}$ – молярная масса воздуха;

$R_0 = 8,31, \frac{\text{Дж}}{\text{К} \cdot \text{моль}}$ – универсальная газовая постоянная.

Необходимо отметить, что реальное распределение давления воздуха в земной атмосфере не следует барометрической формуле, т.к. в пределах атмосферы ускорение свободного падения меняется с высотой и географической широтой. Кроме того, атмосферное давление увеличивается с концентрацией в атмосфере паров воды.

2.3.3 Расчет показателя адиабаты наружного воздуха с учетом отклонения температуры от МСА

Показатель адиабаты наружного воздуха $k_{в.н}$ рассчитывается по следующей эмпирической зависимости:

$$k_{в.н} = -1,1187 \cdot 10^{-7} \cdot T_H^2 + 1,3231 \cdot 10^{-4} \cdot T_H + 1,3674 \quad (2.8)$$

2.3.4 Расчет числа Маха

Число Маха рассчитывается по формуле:

$$M = \frac{V_{\text{приб}}}{\sqrt{k_{в.н} \cdot R \cdot T_H}}, \quad (2.9)$$

где $V_{\text{приб}}$ – приборная скорость полета, $\frac{\text{м}}{\text{с}}$;

$R = 287,3, \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$ – газовая постоянная.

2.3.5 Расчет температуры торможения и давления торможения на входе в двигатель

Температура торможения на входе в двигатель рассчитывается по формуле:

$$T_{\text{ВХ}}^* = T_{\text{Н}} \cdot \left(1 + \frac{k_{\text{В.Н}} - 1}{2} \cdot M^2 \right) \quad (2.10)$$

Давление торможения на входе в двигатель рассчитывается по формуле:

$$P_{\text{ВХ}}^* = \sigma_{\text{ВХ}} \cdot P_{\text{Н}} \cdot \left(1 + \frac{k_{\text{В.Н}} - 1}{2} \cdot M^2 \right)^{\frac{k_{\text{В.Н}}}{k_{\text{В.Н}} - 1}}, \quad (2.11)$$

где $\sigma_{\text{ВХ}} = 0,97$ – коэффициент потери полного давления во входном устройстве, 1.

2.4 Термодинамический расчет основных элементов газогенератора ТВВД на примере ТВВД Д-27

При расчете давлений торможения и температур торможения в характерных сечениях проточной части ГГ приняты обозначены в соответствии Рисунком 2.3.

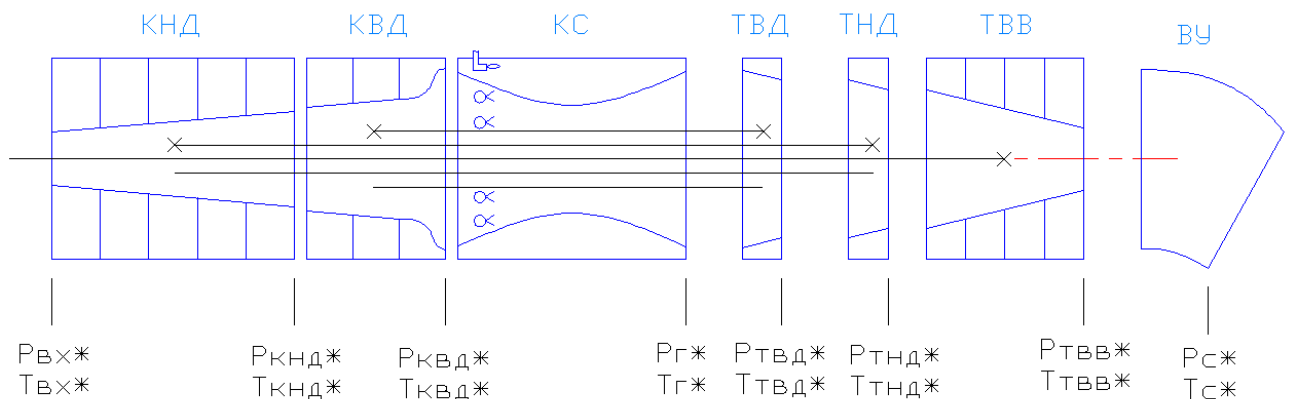


Рисунок 2.3 – Обозначение параметров в характерных сечениях тракта двигателя

2.4.1 Термодинамический расчет компрессора низкого давления

В ММ КНД для упрощения используется характеристика КНД, полученная только для одного положения лопаток входного направляющего аппарата (ВНА).

2.4.1.1 Расчет приведенной частоты вращения ротора НД

Приведенная частота вращения ротора НД рассчитывается исходя из условий подобия физических процессов в двигателе:

$$n_{\text{нд.пр}} = n_{\text{нд}} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{вх}}^*}}, \quad (2.12)$$

где $n_{\text{нд.пр}}$ – приведенная частота вращения ротора НД, $\frac{\text{об}}{\text{с}}$;

$n_{\text{нд}}$ – физическая частота вращения ротора НД, рассчитываемая по формуле (2.66), $\frac{\text{об}}{\text{с}}$.

2.4.1.2 Расчет массового приведенного расхода воздуха через КНД

На Рисунках 2.4 – 2.5 приведена характеристика компрессора низкого давления [80]. В Приложении А приведена Таблица А.1 с оцифрованными значениями характеристики КНД. Представленная характеристика справедлива для нулевого положения ВНА.

Характеристика КНД представляет собой зависимости степени повышения давления торможения и коэффициента полезного действия (КПД) по параметрам торможения от приведенного массового расхода воздуха и приведенной частоты вращения: $\pi_{\text{кнд}}^* = f(G_{\text{в.кнд.пр}}, n_{\text{нд.пр}})$ и $\eta_{\text{кнд}}^* = f(G_{\text{в.кнд.пр}}, n_{\text{нд.пр}})$. Для расчета расхода воздуха через КНД необходимо произвести интерполяцию двух соседних линий на характеристике по параметру приведенной частоты вращения ротора НД (см. Рисунок 2.6).

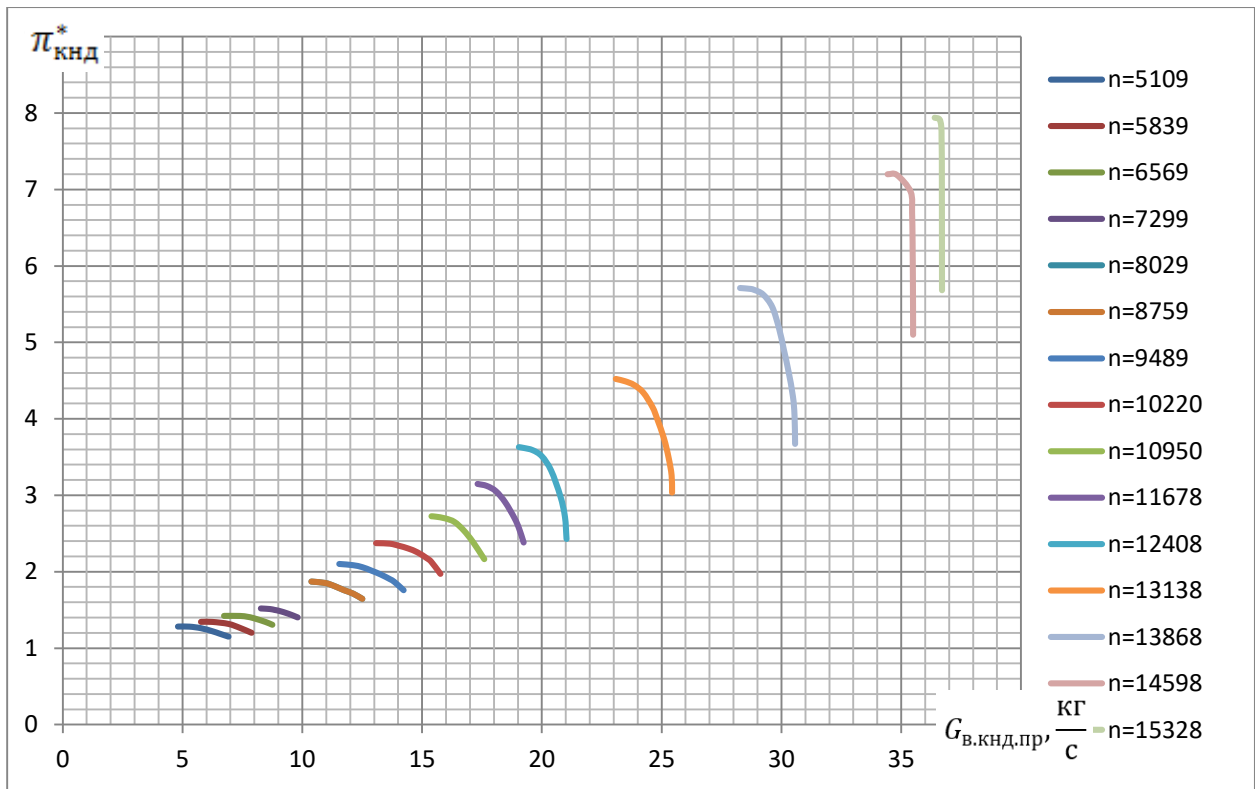


Рисунок 2.4 – Характеристика КНД в виде зависимости $\pi_{\text{кнд}}^* = f(G_{\text{в.кнд.пр}}, n_{\text{нд.пр}})$

(размерность $n_{\text{нд.пр}}$ представлена в $\frac{\text{об}}{\text{мин}}$).

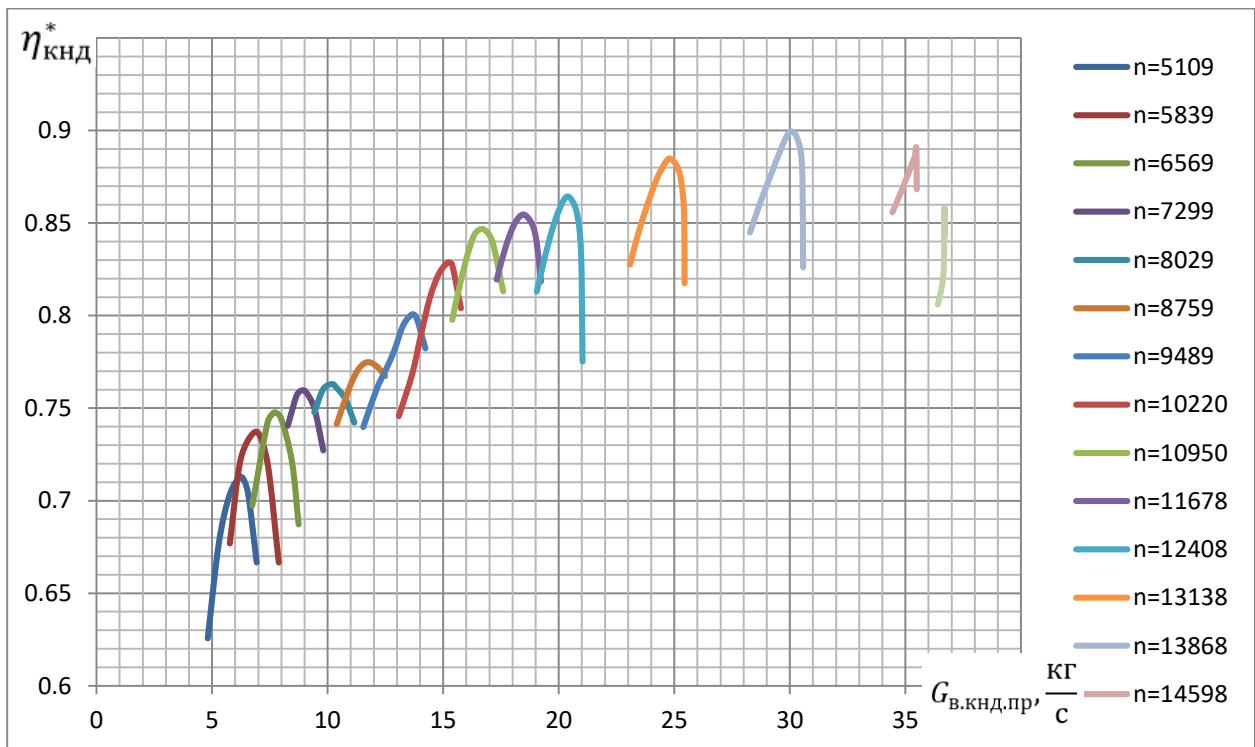


Рисунок 2.5 – Характеристика КНД в виде зависимости $\eta_{\text{кнд}}^* = f(G_{\text{в.кнд.пр}}, n_{\text{нд.пр}})$

(размерность $n_{\text{нд.пр}}$ представлена в $\frac{\text{об}}{\text{мин}}$).

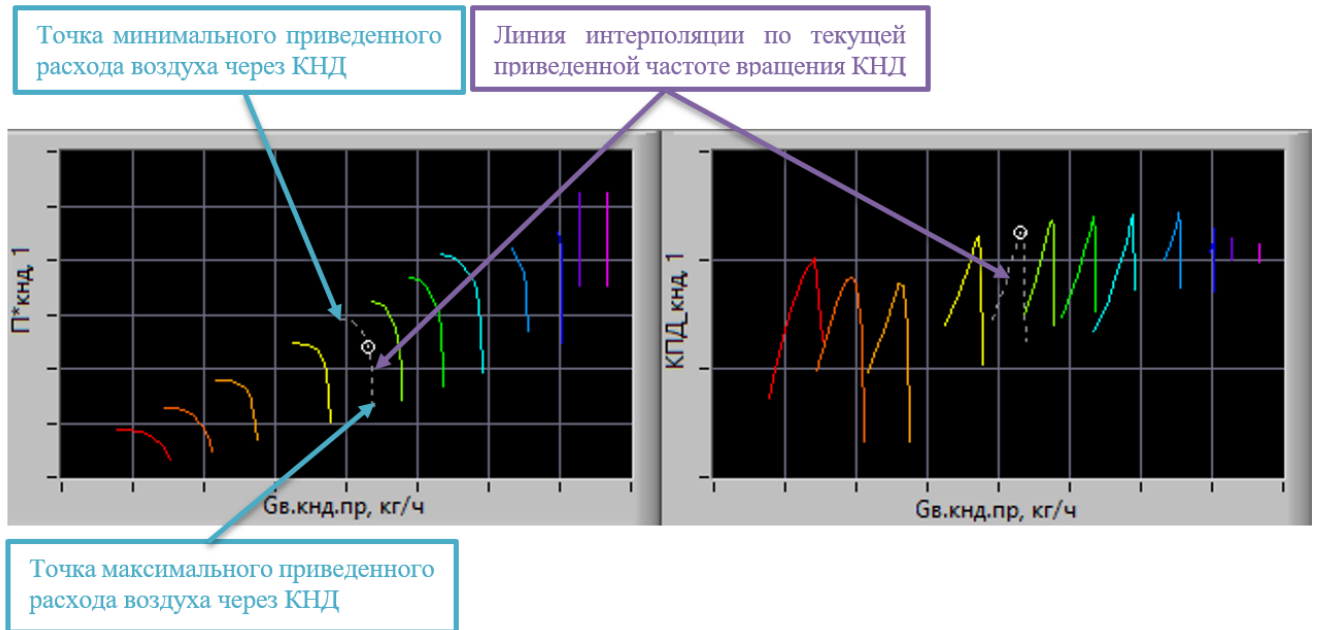


Рисунок 2.6 – Интерполяция характеристики КНД

Таким образом, получим искомую линию постоянной приведенной частоты вращения $n_{\text{кнд.пр}} = \text{const}$, на которой будут находиться точки минимального и максимального массовых приведенных расходов воздуха через КНД $G_{\text{в.кнд.пр}_{\min}}$ и $G_{\text{в.кнд.пр}_{\max}}$ (см. Рисунок 2.6).

В точке $G_{\text{в.кнд.пр}_{\min}}$ будет выполняться условие: $P_c > P_n$, т.е. будет иметь место течение газа с недорасширением. В точке $G_{\text{в.кнд.пр}_{\max}}$ будет выполняться условие: $P_c < P_n$, т.е. будет иметь место течение газа с перерасширением. Для нахождения точки совместной работы компрессоров и турбин в случае турбовинтовентиляторного двигателя необходимо найти значение массового приведенного расхода воздуха, удовлетворяющее условию: $P_c = P_n$.

Искомое значение массового приведенного расхода воздуха будет находиться между минимальным и максимальными значениями массовых приведенных расходов воздуха: $G_{\text{в.кнд.пр}_{\min}} < G_{\text{в.кнд.пр}} < G_{\text{в.кнд.пр}_{\max}}$.

Одним из методов решения данной задачи является метод дихотомии – последовательное приближение путем половинного деления (см. Рисунок 2.7).

Точность приближения выбирается из условия: $\frac{|P_c - P_n|}{P_n} \leq 5 \cdot 10^{-5}$.

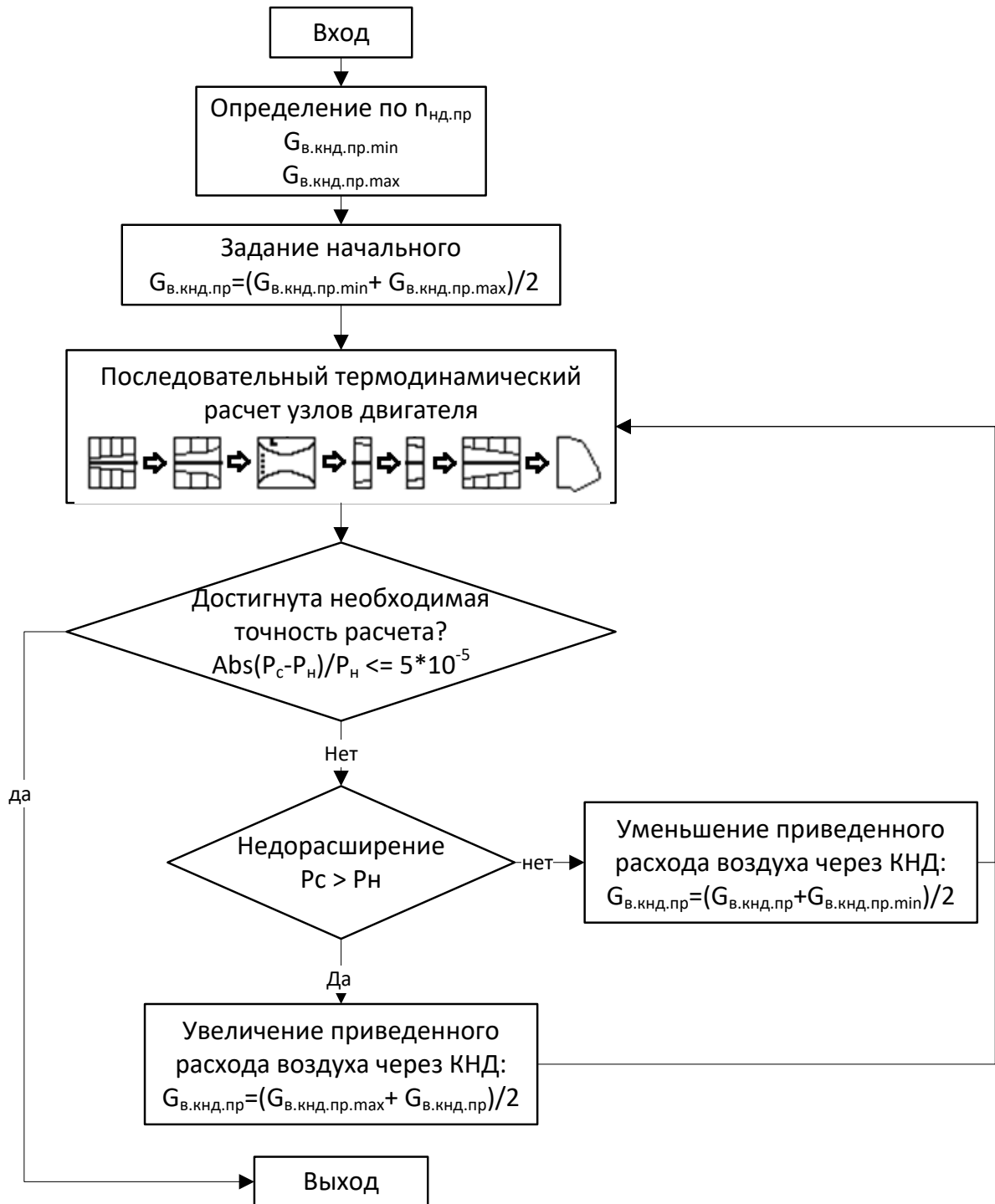


Рисунок 2.7 – Блок-схема алгоритма нахождения совместной точки работы узлов ТВВД

2.4.1.3 Расчет термогазодинамических параметров на входе в КНД

Показатель адиабаты воздуха на входе в КНД рассчитывается по формуле:

$$k_{в.вх} = -1,1187 \cdot 10^{-7} \cdot T_{вх}^{*2} + 1,3231 \cdot 10^{-4} \cdot T_{вх}^* + 1,3674 \quad (2.12)$$

Удельная теплоемкость воздуха на входе в КНД рассчитывается по формуле:

$$C_{p.в.вх} = 1000 + 0,16 \cdot (T_{вх}^* - 200) \quad (2.13)$$

2.4.1.4 Расчет термогазодинамических параметров на выходе из КНД

Давление торможения на выходе из КНД рассчитывается по формуле:

$$P_{кнд}^* = P_{вх}^* \cdot \pi_{кнд}^* \quad (2.14)$$

Температура торможения на выходе из КНД рассчитывается по формуле:

$$T_{кнд}^* = T_{вх}^* \cdot \left(1 + \frac{\pi_{кнд}^* \frac{k_{в.вх} - 1}{k_{в.вх}} - 1}{\eta_{кнд}^*} \right) \quad (2.15)$$

Удельная теплоемкость воздуха на выходе из КНД рассчитывается по формуле:

$$C_{p.в.кнд} = 1000 + 0,16 \cdot (T_{кнд}^* - 200) \quad (2.16)$$

2.4.1.5 Расчет удельной работы, совершаемой КНД

Удельная работа, совершаемая КНД, определяется изменением энтальпии торможения воздуха и рассчитывается для адиабатного процесса сжатия воздуха по формуле:

$$l_{\text{КНД}} = C_{p.\text{в.КНД}} \cdot T_{\text{КНД}}^* - C_{p.\text{в.ВХ}} \cdot T_{\text{ВХ}}^* \quad (2.17)$$

2.4.1.6 Расчет мощности, потребляемой КНД

Мощность, потребляемая КНД, определяется удельной работой КНД и массовым расходом воздуха, проходящего через КНД:

$$N_{\text{КНД}} = l_{\text{КНД}} \cdot G_{\text{ВКНД}} \quad (2.18)$$

2.4.1.7 Расчет массового расхода воздуха на выходе из КНД

Массовый расход воздуха определяется исходя из условия неразрывности газового потока (сохранения массы):

$$G_{\text{в.КВД}} = G_{\text{в.КНД}} \quad (2.19)$$

2.4.2 Термодинамический расчет компрессора высокого давления

2.4.2.1 Расчет приведенной частоты вращения ротора ВД

Приведенная частота вращения ротора ВД рассчитывается исходя из условий подобия физических процессов в двигателе:

$$n_{\text{ВД.пр}} = n_{\text{ВД}} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{КНД}}^*}}, \quad (2.20)$$

где $n_{\text{ВД}}$ – физическая частота вращения ротора ВД, рассчитываемая по формуле (2.64), $\frac{\text{об}}{\text{с}}$.

2.4.2.2 Расчет массового приведенного расхода воздуха через КВД

Массовый приведенный расход воздуха через КВД рассчитывается исходя из условий подобия физических процессов в двигателе:

$$G_{\text{в.квд.пр}} = G_{\text{в.квд}} \cdot \sqrt{\frac{T_{\text{кнд}}^*}{T_0} \cdot \frac{P_0}{P_{\text{кнд}}^*}} \quad (2.21)$$

2.4.2.3 Расчет степени повышения давления торможения КВД и КПД КВД по параметрам торможения

Степень повышения давления торможения КВД $\pi_{\text{квд}}^*$ и КПД КВД по параметрам торможения $\eta_{\text{квд}}^*$ рассчитываются путем линейной интерполяции характеристики КВД. Характеристика КВД представлена на Рисунках 2.8 и 2.9 [80], а также в Таблице А.2.

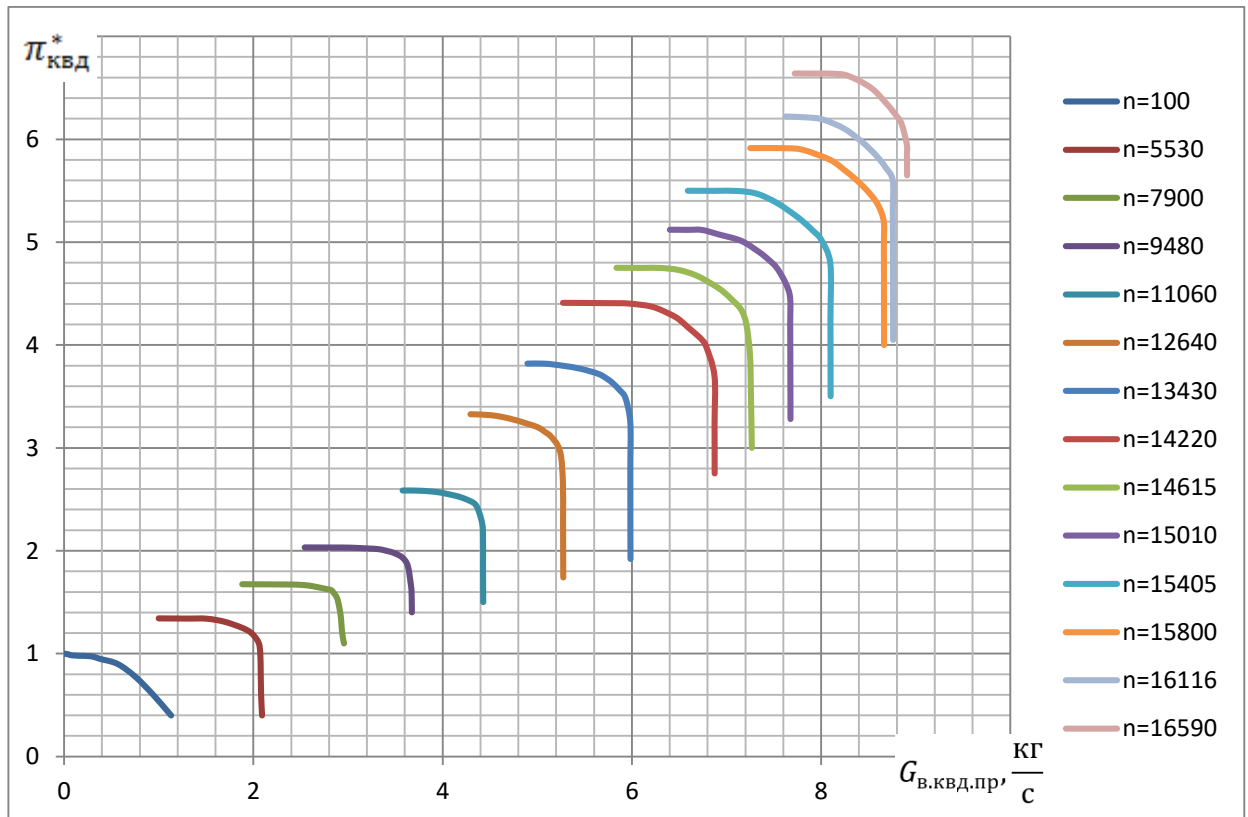


Рисунок 2.8 – Характеристика КВД в виде зависимости $\pi_{\text{квд}}^* = f(G_{\text{в.квд.пр}}, n_{\text{вд.пр}})$ (размерность $n_{\text{вд.пр}}$ представлена в $\frac{\text{об}}{\text{мин}}$).

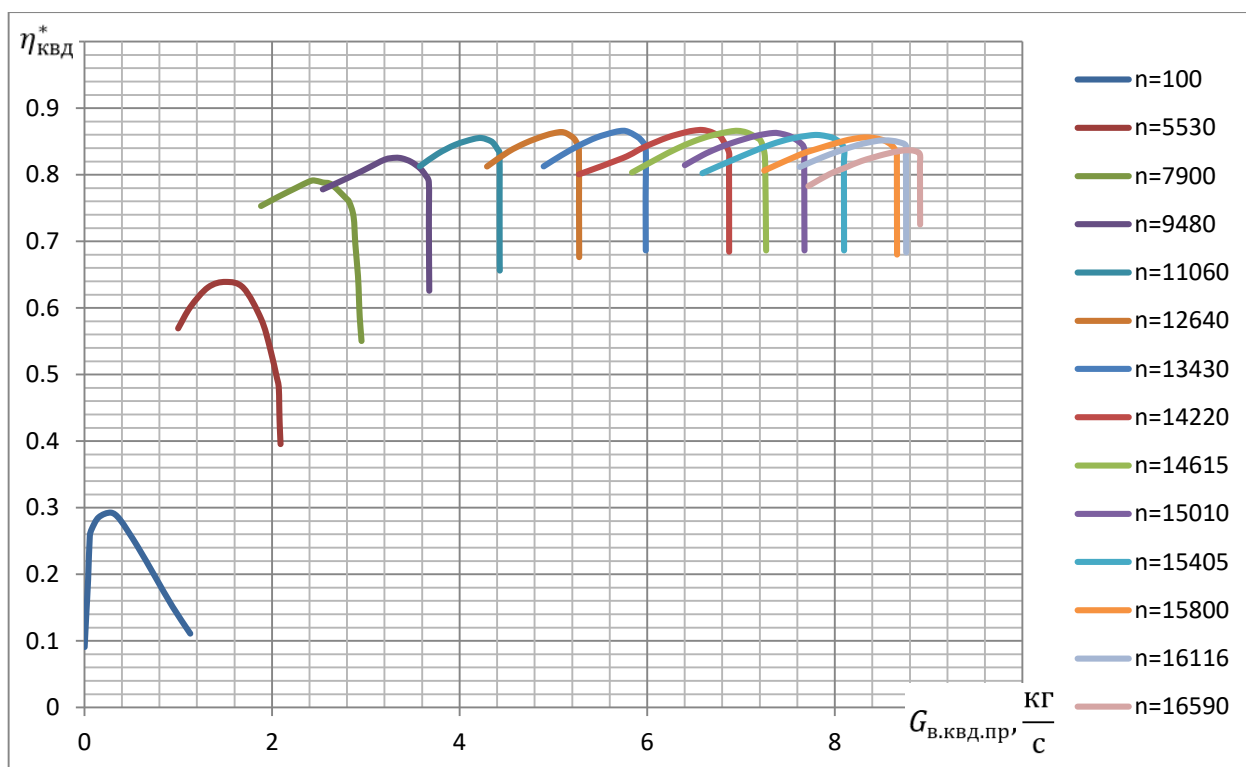


Рисунок 2.9 – Характеристика КВД в виде зависимости $\eta_{\text{КВД}}^* = f(G_{\text{в.квд.пр}}, n_{\text{вд.пр}})$

(размерность $n_{\text{вд.пр}}$ представлена в $\frac{\text{об}}{\text{мин}}$).

2.4.2.4 Расчет термогазодинамических параметров на выходе из КВД

Давление торможения на выходе из КВД рассчитывается по формуле:

$$P_{\text{КВД}}^* = P_{\text{КНД}}^* \cdot \pi_{\text{КВД}}^* \quad (2.22)$$

Показатель адиабаты воздуха на выходе из КНД рассчитывается по формуле:

$$k_{\text{в.кнд}} = -1,1187 \cdot 10^{-7} \cdot T_{\text{кнд}}^{*2} + 1,3231 \cdot 10^{-4} \cdot T_{\text{кнд}}^* + 1,3674 \quad (2.23)$$

Температура торможения на выходе из КВД рассчитывается по формуле:

$$T_{\text{КВД}}^* = T_{\text{КНД}}^* \cdot \left(1 + \frac{\pi_{\text{КВД}}^* \frac{k_{\text{в.КНД}} - 1}{k_{\text{в.КВД}}} - 1}{\eta_{\text{КВД}}^*} \right) \quad (2.24)$$

Удельная теплоемкость воздуха на выходе из КВД рассчитывается по формуле:

$$C_{p.\text{в.КВД}} = 1000 + 0,16 \cdot (T_{\text{КВД}}^* - 200) \quad (2.25)$$

2.4.2.5 Расчет удельной работы, совершаемой КВД

Удельная работа, совершаемая КВД, определяется изменением энтальпии торможения воздуха и рассчитывается для адиабатного процесса сжатия воздуха по формуле:

$$l_{\text{КВД}} = C_{p.\text{в.КВД}} \cdot T_{\text{КВД}}^* - C_{p.\text{в.КНД}} \cdot T_{\text{КНД}}^* \quad (2.26)$$

2.4.2.6 Расчет мощности, потребляемой КВД

Мощность, потребляемая КВД, определяется удельной работой КВД и массовым расходом воздуха, проходящего через КВД:

$$N_{\text{КВД}} = l_{\text{КВД}} \cdot G_{\text{в.КВД}} \quad (2.27)$$

2.4.2.7 Расчет массового расхода воздуха на выходе из КВД (на входе в КС)

Массовый расход воздуха определяется исходя из условия неразрывности газового потока (сохранения массы) с учетом отбора воздуха на нужды воздушного судна:

$$G_{\text{в.к.с}} = G_{\text{в.квд}} \cdot \left(1 - \frac{\delta_{\text{отб}}}{100\%}\right), \quad (2.28)$$

где $\delta_{\text{отб}}$ – отбор воздуха за КВД, %.

2.4.3 Термодинамический расчет камеры сгорания

2.4.3.1 Расчет массового расхода газа на выходе из КС (на входе в ТВД)

Массовый расход газа определяется исходя из условия неразрывности газового потока (сохранения массы) с учетом массы подаваемого топлива:

$$G_{\text{г.твд}} = G_{\text{в.к.с}} + \frac{G_{\text{т}}}{3600}, \quad (2.29)$$

где $G_{\text{т}}$ – расход топлива в КС, $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$.

2.4.3.2 Расчет параметров топлива, подаваемого в КС

Температура топлива, подаваемого в КС, рассчитывается исходя из допущения:

$$T_{\text{т}} = T_{\text{н}} + 15 \quad (2.30)$$

Удельная теплоемкость топлива ТС-1, подаваемого в КС, определяется по линейной зависимости:

$$C_{p,\text{т}} = -4,6063 \cdot T_{\text{т}} + 3424,7 \quad (2.31)$$

2.4.3.3 Расчет термогазодинамических параметров на выходе из КС

Давление торможения на выходе из КС рассчитывается с учетом гидравлических потерь:

$$P_{\Gamma}^* = P_{\text{КВД}}^* \cdot \sigma_{\text{КС}}, \quad (2.32)$$

где $\sigma_{\text{КС}} = 0,95$ – коэффициент потери полного давления в КС.

Газовая постоянная продуктов сгорания рассчитывается по формуле:

$$R_{\Gamma} = 287 + 24,5 \cdot \frac{G_{\Gamma}}{3600 \cdot G_{\text{ВКС}}}, \quad (2.33)$$

где G_{Γ} – расход топлива в КС, $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$.

Удельная теплоемкость продуктов сгорания на выходе из КС рассчитывается по формуле:

$$C_{p,\Gamma,\text{КС}} = R_{\Gamma} \cdot \frac{k_{\Gamma,\text{КС}}}{k_{\Gamma,\text{КС}} - 1}, \quad (2.34)$$

где $k_{\Gamma,\text{КС}} = 1,333$ – показатель адиабаты продуктов сгорания на выходе из КС.

Температура торможения на выходе из КС рассчитывается по формуле:

$$T_{\Gamma}^* = \frac{G_{\text{В.КС}} \cdot C_{p,\text{В.КВД}} \cdot T_{\text{КВД}}^* + \frac{G_{\Gamma}}{3600} \cdot (C_{p,\Gamma} \cdot T_{\Gamma} + H_u \cdot \xi_{\text{КС}})}{C_{p,\Gamma,\text{КС}} \cdot G_{\Gamma,\text{ТВД}}}, \quad (2.35)$$

где G_{Γ} – расход топлива в КС, $\frac{\text{кг}}{\text{ч}}$;

$H_u = 42910000, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$ – низшая удельная теплотворная способность для керосина ТС-1;

$\xi_{\text{КС}} = 0,999$ – полнота горения.

2.4.3.4 Расчет температуры торможения газа на выходе из КС путем последовательного приближения

При расчете T_{Γ}^* необходимо учитывать поправку $C_{p,\Gamma,КС}$ по температуре. Для этого осуществляется последовательный пересчет значений параметров: $T_{\Gamma}^* \rightarrow k_{\Gamma} \rightarrow C_{p,\Gamma,КС} \rightarrow T_{\Gamma}^*$ в результате чего достигается нужная точность расчета T_{Γ}^* .

Рассмотрим подробнее процесс последовательного пересчета.

В первом приближении по формуле (2.34) рассчитывается значение $C_{p,\Gamma,КС}$ при $k_{\Gamma,КС} = 1,333$. Затем рассчитывается T_{Γ}^* по формуле (2.35). По найденному значению T_{Γ}^* пересчитывается значение $k_{\Gamma,КС}$ по формуле:

$$k_{\Gamma,КС} = 0,0364 \cdot \left(\frac{T_{\Gamma}^*}{1000} \right)^2 - 0,144 \cdot \frac{T_{\Gamma}^*}{1000} + 1,429 \quad (2.36)$$

По пересчитанному значению $k_{\Gamma,КС}$ пересчитываются значения $C_{p,\Gamma,КС}$ и T_{Γ}^* . Описанный пересчет выполняется до тех пор, пока не выполнится условие:

$$\left| \frac{T_{\Gamma}^*(i) - T_{\Gamma}^*(i-1)}{T_{\Gamma}^*(i)} \right| \leq 0,01 \%, \quad (2.37)$$

где $T_{\Gamma}^*(i)$ – температура торможения газа на выходе из КС, рассчитанная в текущей итерации, К;

$T_{\Gamma}^*(i-1)$ – температура торможения газа на выходе из КС, рассчитанная в предыдущей итерации, К.

2.4.4 Термодинамический расчет турбины высокого давления

В ММ ТВД для упрощения используется характеристика ТВД, полученная для одной частоты вращения ротора ВД. Такое упрощение не оказывает

существенного влияния на точность расчета, т.к. характеристика ТВД практически не зависит от частоты вращения ротора ВД.

2.4.4.1 Расчет пропускной способности ТВД

Пропускная способность ТВД рассчитывается по формуле:

$$\bar{G}_{\text{г.твд}} = G_{\text{г.твд}} \cdot \frac{\sqrt{T_{\text{г}}^*}}{P_{\text{г}}^*} \cdot 98066,5, \quad (2.38)$$

где $\bar{G}_{\text{г.твд}}$ – пропускная способность ТВД, $\frac{\text{кг}}{\text{с}} \cdot \text{К}^{0,5} \cdot \frac{\text{см}^2}{\text{кгс}}$;

$G_{\text{г.твд}}$ – массовый расход газа через ТВД, $\frac{\text{кг}}{\text{с}}$.

2.4.4.2 Расчет степени понижения давления торможения ТВД и КПД ТВД по параметрам торможения

Для расчета $\pi_{\text{твд}}^*$ используется характеристика ТВД [80], представленная в виде зависимости $\bar{G}_{\text{г.твд}} = f(\pi_{\text{твд}}^*)$ на Рисунке 2.10, а также в Таблице А.3. По значению пропускной способности ТВД $\bar{G}_{\text{г.твд}}$ методом линейной интерполяции определяется значение $\pi_{\text{твд}}^*$.

Для расчета КПД ТВД по параметрам торможения $\eta_{\text{твд}}^*$ используется характеристика ТВД [80], представленная в виде зависимости $\eta_{\text{твд}}^* = f(\pi_{\text{твд}}^*)$ на Рисунке 2.11, а также в Таблице А.3. По найденному значению $\pi_{\text{твд}}^*$ методом линейной интерполяции определяется значение $\eta_{\text{твд}}^*$.

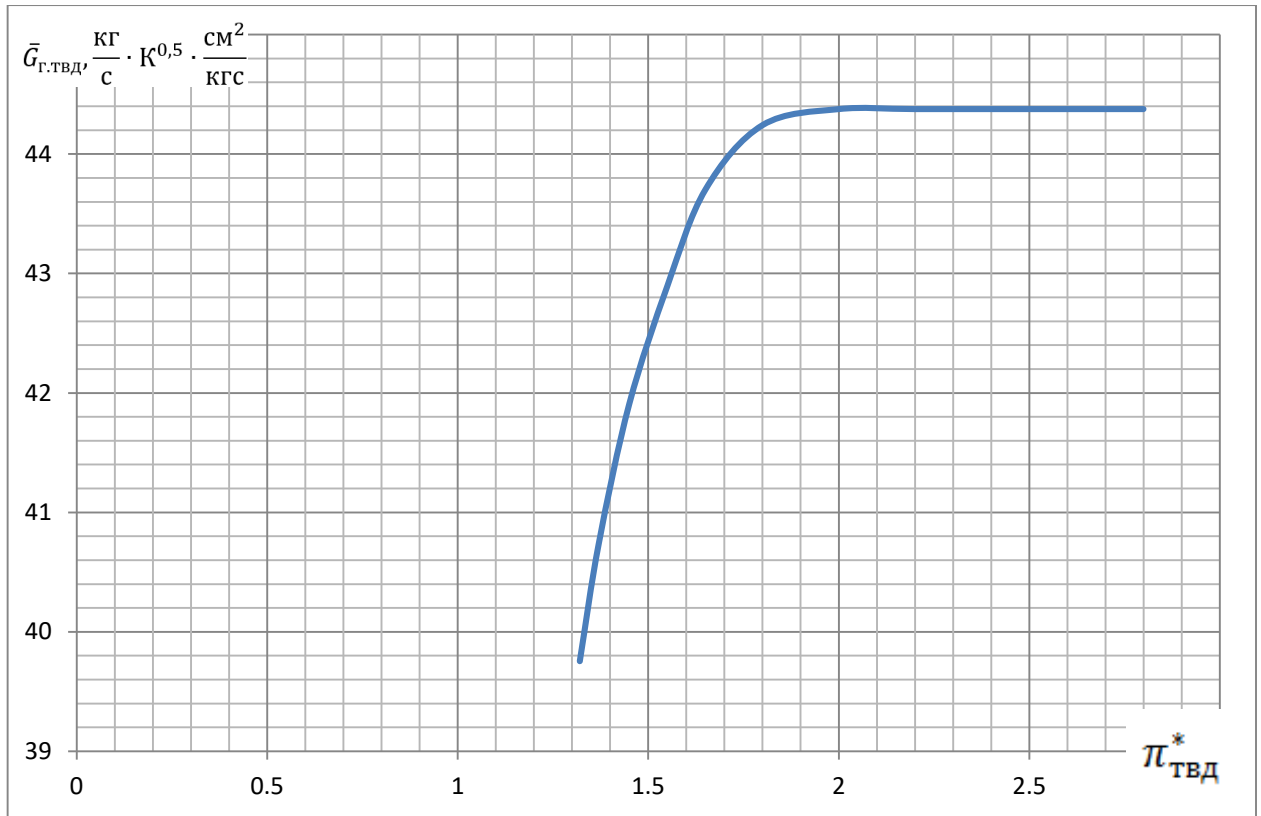


Рисунок 2.10 – Характеристика ТВД в виде зависимости $\bar{G}_{г.твд} = f(\pi_{ТВД}^*)$

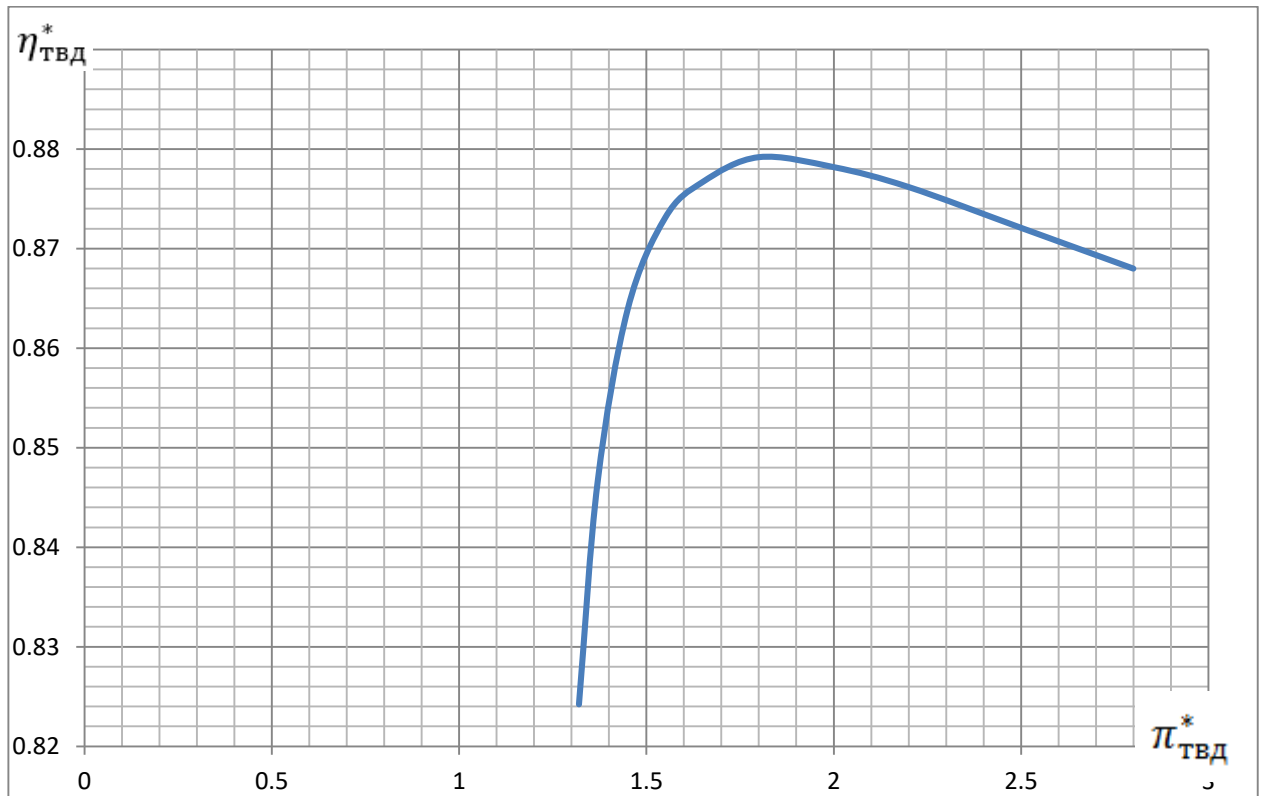


Рисунок 2.11 – Характеристика ТВД в виде зависимости $\eta_{ТВД}^* = f(\pi_{ТВД}^*)$

2.4.4.3 Расчет термогазодинамических параметров на выходе из ТВД

Давление торможения на выходе из ТВД рассчитывается по формуле:

$$P_{\text{ТВД}}^* = \frac{P_{\Gamma}^*}{\pi_{\text{ТВД}}^*} \quad (2.39)$$

Температура торможения на выходе из ТВД рассчитывается по формуле:

$$T_{\text{ТВД}}^* = T_{\Gamma}^* \cdot \left(1 - \left(1 - \frac{1}{\pi_{\text{ТВД}}^* \frac{k_{\Gamma.\text{КС}} - 1}{k_{\Gamma.\text{КС}}}} \right) \cdot \eta_{\text{ТВД}}^* \right) \quad (2.40)$$

Показатель адиабаты продуктов сгорания на выходе из ТВД рассчитывается по формуле:

$$k_{\Gamma.\text{ТВД}} = 0,0364 \cdot \left(\frac{T_{\text{ТВД}}^*}{1000} \right)^2 - 0,144 \cdot \frac{T_{\text{ТВД}}^*}{1000} + 1,429 \quad (2.41)$$

Удельная теплоемкость продуктов сгорания на выходе из ТВД рассчитывается по формуле:

$$C_{p.\Gamma.\text{ТВД}} = R_{\Gamma} \cdot \frac{k_{\Gamma.\text{ТВД}}}{k_{\Gamma.\text{ТВД}} - 1} \quad (2.42)$$

2.4.4.4 Расчет удельной работы, совершаемой над ТВД

Удельная работа, совершаемая над ТВД, определяется изменением энтальпии торможения продуктов сгорания и рассчитывается для адиабатного процесса расширения газа по формуле:

$$l_{\text{ТВД}} = C_{p,\text{г.кс}} \cdot T_{\text{Г}}^* - C_{p,\text{г.ТВД}} \cdot T_{\text{ТВД}}^* \quad (2.43)$$

2.4.4.5 Расчет мощности, развиваемой ТВД

Мощность, развиваемая ТВД, определяется удельной работой, совершаемой над ТВД, и массовым расходом газа, проходящего через ТВД:

$$N_{\text{ТВД}} = l_{\text{ТВД}} \cdot G_{\text{г.ТВД}} \quad (2.44)$$

2.4.4.6 Расчет массового расхода газа на выходе из ТВД (на входе в ТНД)

Массовый расход газа определяется исходя из условия неразрывности газового потока (сохранения массы):

$$G_{\text{г.ТНД}} = G_{\text{г.ТВД}} \quad (2.45)$$

2.4.5 Термодинамический расчет турбины низкого давления

В ММ ТНД для упрощения используется характеристика ТНД, полученная для одной частоты вращения ротора НД (огibaющая). Такое упрощение не оказывает существенного влияния на точность расчета, т.к. характеристика ТНД мало зависит от частоты вращения ротора НД.

2.4.5.1 Расчет пропускной способности ТНД

Пропускная способность ТНД рассчитывается по формуле:

$$\bar{G}_{\text{г.ТНД}} = G_{\text{г.ТНД}} \cdot \frac{\sqrt{T_{\text{ТВД}}^*}}{P_{\text{ТВД}}^*} \cdot 98066,5, \quad (2.46)$$

где $\bar{G}_{г.тнд}$ – пропускная способность ТНД, $\frac{\text{кг}}{\text{с}} \cdot \text{К}^{0,5} \cdot \frac{\text{см}^2}{\text{кгс}}$;

$G_{г.тнд}$ – массовый расход газа через ТНД, $\frac{\text{кг}}{\text{с}}$.

2.4.5.2 Расчет степени понижения давления торможения ТНД и КПД ТНД по параметрам торможения

Для расчета $\pi_{тнд}^*$ используется характеристика ТНД [80], представленная в виде зависимости $\bar{G}_{г.тнд} = f(\pi_{тнд}^*)$ на Рисунке 2.12, а также в Таблице А.4. По значению пропускной способности ТНД $\bar{G}_{г.тнд}$ методом линейной интерполяции определяется значение $\pi_{тнд}^*$.

Для расчета КПД ТНД по параметрам торможения $\eta_{тнд}^*$ используется характеристика ТНД [80], представленная в виде зависимости $\eta_{тнд}^* = f(\pi_{тнд}^*)$ на Рисунке 2.13, а также в Таблице А.4. По найденному значению $\pi_{тнд}^*$ методом линейной интерполяции определяется значение $\eta_{тнд}^*$.

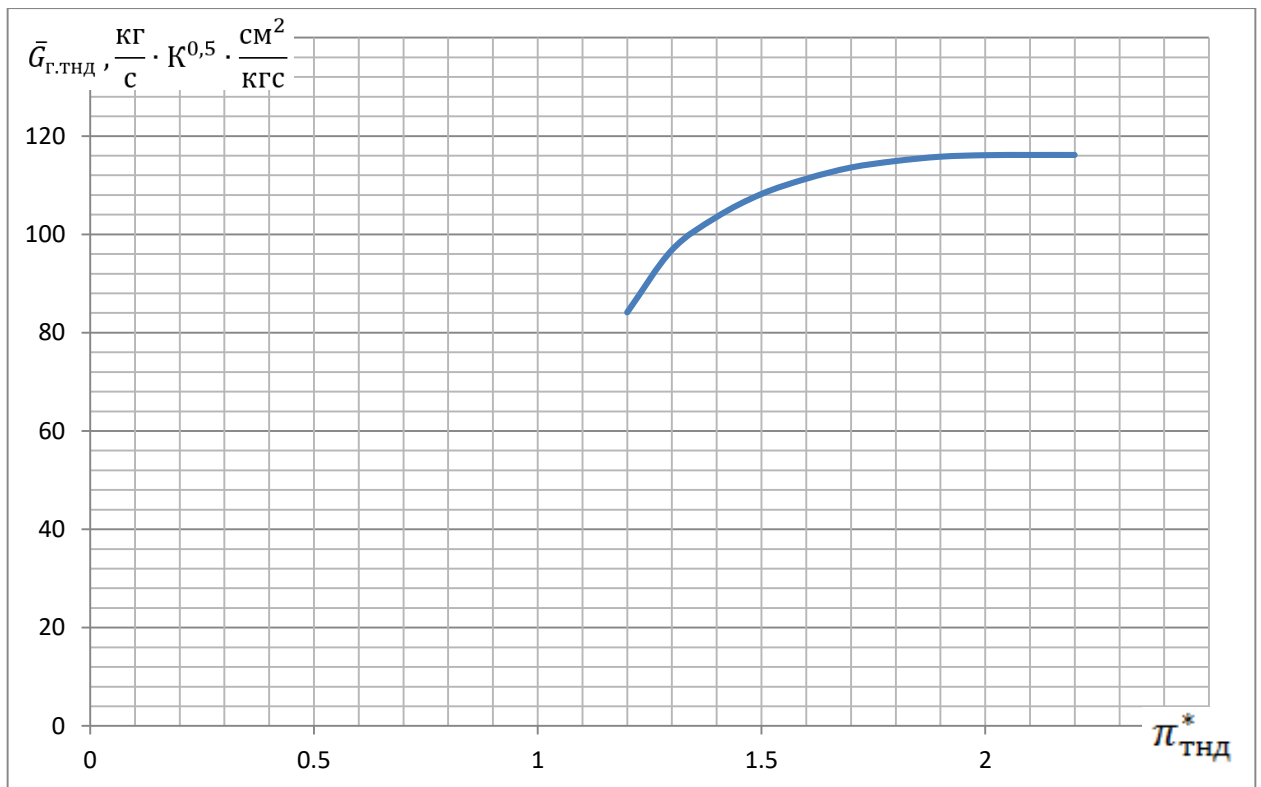


Рисунок 2.12 – Характеристика ТНД в виде зависимости $\bar{G}_{г.тнд} = f(\pi_{тнд}^*)$

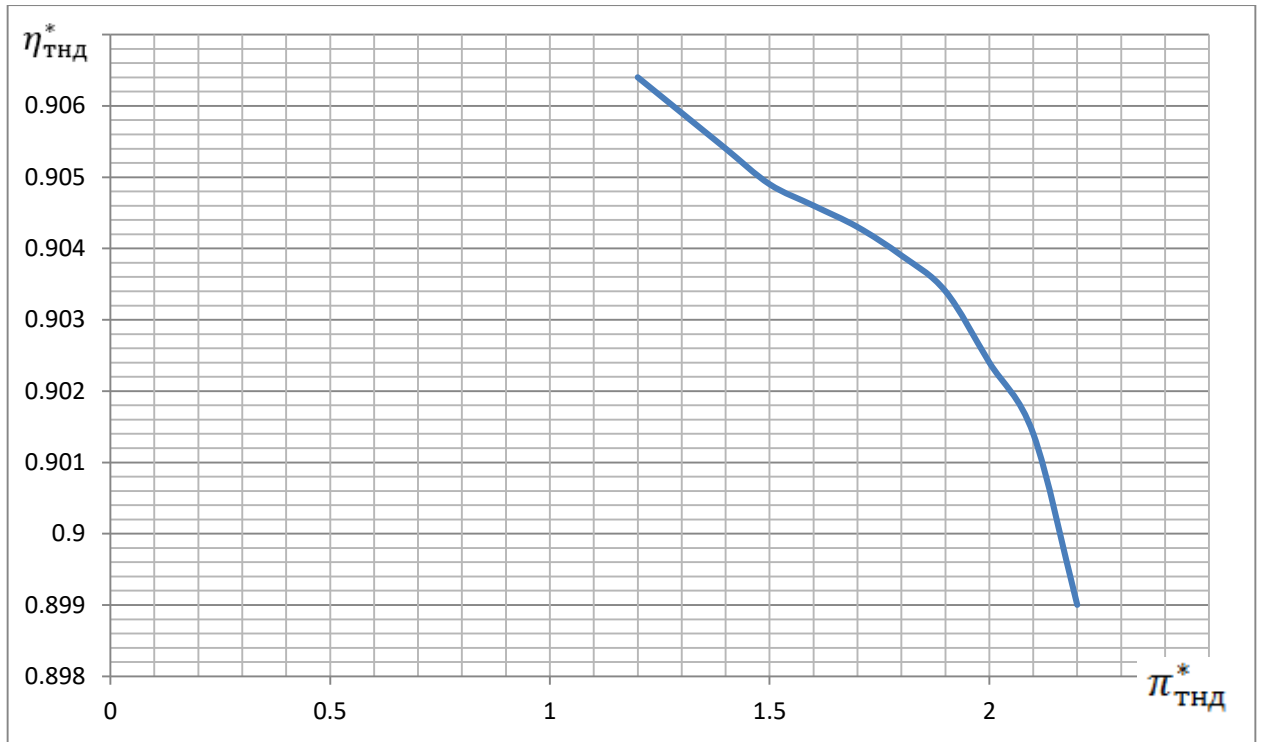


Рисунок 2.13 – Характеристика ТНД в виде зависимости $\eta_{\text{ТНД}}^* = f(\pi_{\text{ТНД}}^*)$

2.4.5.3 Расчет термогазодинамических параметров на выходе из ТНД

Давление торможения на выходе из ТНД рассчитывается по формуле:

$$P_{\text{ТНД}}^* = \frac{P_{\text{ТВД}}^*}{\pi_{\text{ТНД}}^*} \quad (2.47)$$

Температура торможения на выходе из ТНД рассчитывается по формуле:

$$T_{\text{ТНД}}^* = T_{\text{ТВД}}^* \cdot \left(1 - \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{\text{Г.ТВД}} - 1}{\pi_{\text{ТНД}}^* k_{\text{Г.ТВД}}}} \right) \cdot \eta_{\text{ТНД}}^* \right) \quad (2.48)$$

Показатель адиабаты продуктов сгорания на выходе из ТНД рассчитывается по формуле:

$$k_{г.тнд} = 0,0364 \cdot \left(\frac{T_{тнд}^*}{1000} \right)^2 - 0,144 \cdot \frac{T_{тнд}^*}{1000} + 1,429 \quad (2.49)$$

Удельная теплоемкость продуктов сгорания на выходе из ТНД рассчитывается по формуле:

$$C_{p.г.тнд} = R_{г} \cdot \frac{k_{г.тнд}}{k_{г.тнд} - 1} \quad (2.50)$$

2.4.5.4 Расчет удельной работы, совершаемой над ТНД

Удельная работа, совершаемая над ТНД, определяется изменением энтальпии торможения продуктов сгорания и рассчитывается для адиабатного процесса расширения газа по формуле:

$$l_{тнд} = C_{p.г.твд} \cdot T_{твд}^* - C_{p.г.тнд} \cdot T_{тнд}^* \quad (2.51)$$

2.4.5.5 Расчет мощности, развиваемой ТНД

Мощность, развиваемая ТНД, определяется удельной работой, совершаемой над ТНД, и массовым расходом газа, проходящего через ТНД:

$$N_{тнд} = l_{тнд} \cdot G_{г.тнд} \quad (2.52)$$

2.4.5.6 Расчет массового расхода газа на выходе из ТНД (на входе в ТВВ)

Массовый расход газа определяется исходя из условия неразрывности газового потока (сохранения массы):

$$G_{г.твв} = G_{г.тнд} \quad (2.53)$$

2.4.6 Термодинамический расчет турбины винтовентилятора

2.4.6.1 Расчет приведенной частоты вращения ротора ТВВ

Приведенная частота вращения ротора ТВВ рассчитывается исходя из условий подобия физических процессов в двигателе:

$$n_{\text{ТВВ.пр}} = n_{\text{ТВВ}} \cdot \sqrt{\frac{T_{\text{ТНД}}^*}{T_0}}, \quad (2.54)$$

где $n_{\text{ТВВ}}$ – физическая частота вращения ротора ТВВ, рассчитываемая по формуле (2.69), $\frac{\text{об}}{\text{с}}$.

2.4.6.2 Расчет пропускной способности ТВВ

Пропускная способность ТВВ рассчитывается по формуле:

$$\bar{G}_{\text{Г.ТВВ}} = G_{\text{Г.ТВВ}} \cdot \frac{\sqrt{T_{\text{ТНД}}^*}}{P_{\text{ТНД}}^*} \cdot 98066,5, \quad (2.55)$$

где $\bar{G}_{\text{Г.ТВВ}}$ – пропускная способность ТВВ, $\frac{\text{кг}}{\text{с}} \cdot \text{К}^{0,5} \cdot \frac{\text{см}^2}{\text{кгс}}$;

$G_{\text{Г.ТВВ}}$ – массовый расход газа через ТВВ, $\frac{\text{кг}}{\text{с}}$.

2.4.6.3 Расчет степени понижения давления торможения ТВВ и КПД ТВВ по параметрам торможения

Для нахождения степени понижения давления торможения ТВВ $\pi_{\text{ТВВ}}^*$ и КПД ТВВ по параметрам торможения $\eta_{\text{ТВВ}}^*$ используется характеристика ТВВ, представленная на Рисунках 2.14 и 2.15, а также в Таблице А.5 [80]. В начале методом линейной интерполяции между двумя соседними линиями на

характеристике рассчитывается линия $\bar{G}_{Г.ТВВ} = f(\pi_{ТВВ}^*)$ и линия $\eta_{ТВВ}^* = f(\pi_{ТВВ}^*)$ для приведенной частоты вращения ротора ТВВ $n_{ТВВ.пр}$. Затем по пропускной способности ТВВ $\bar{G}_{Г.ТВВ}$ методом линейной интерполяции между точками линии $\bar{G}_{Г.ТВВ} = f(\pi_{ТВВ}^*)$ определяется $\pi_{ТВВ}^*$. По полученному значению $\pi_{ТВВ}^*$ методом линейной интерполяции между точками линии $\eta_{ТВВ}^* = f(\pi_{ТВВ}^*)$ определяется $\eta_{ТВВ}^*$.

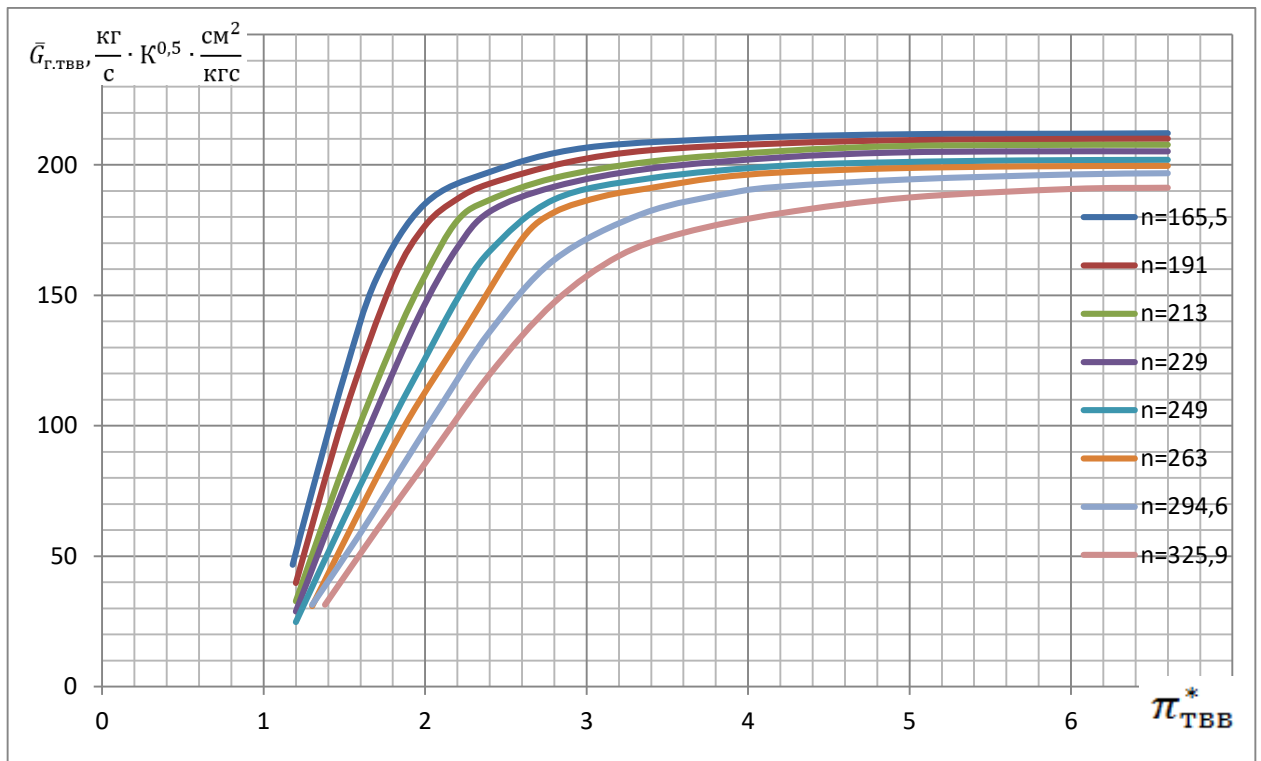


Рисунок 2.14 – Характеристика ТВВ в виде зависимости $\bar{G}_{Г.ТВВ} = f(\pi_{ТВВ}^*)$.

(размерность $n_{ТВВ}$ представлена в $\frac{об}{с}$)

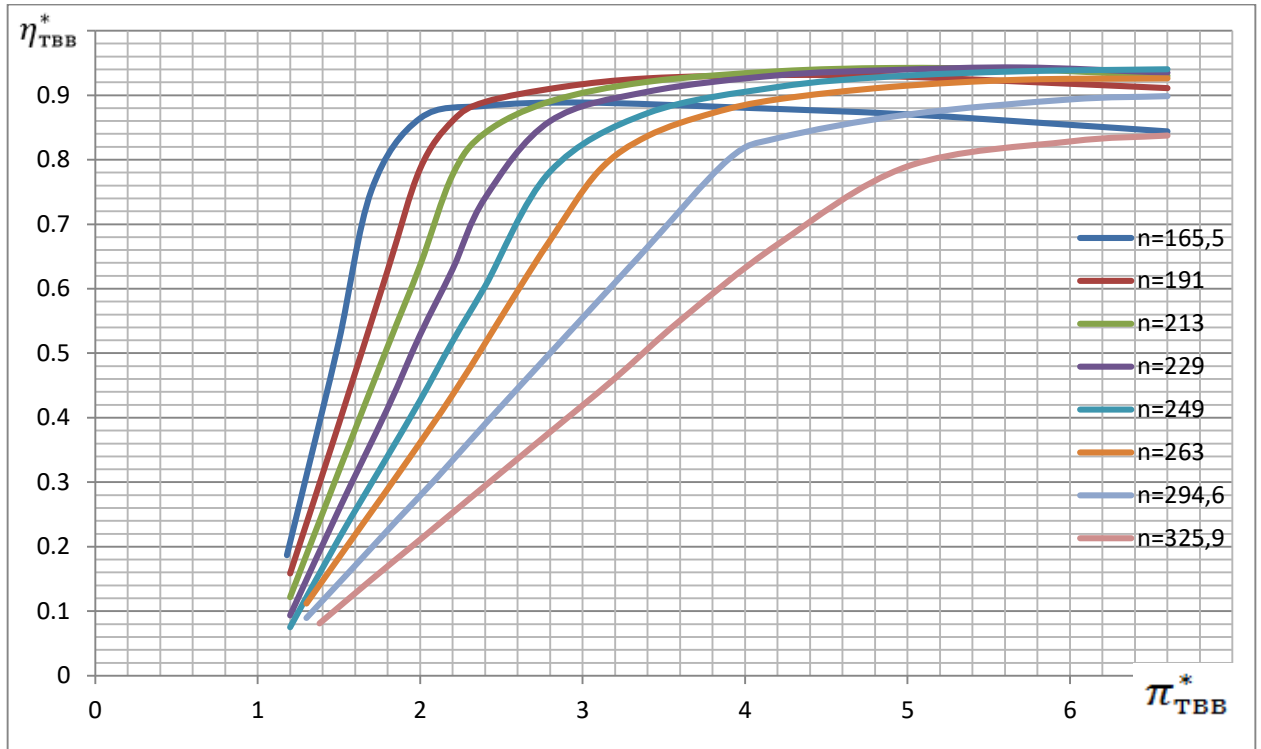


Рисунок 2.15 – Характеристика ТВВ в виде зависимости $\eta_{ТВВ}^* = f(\pi_{ТВВ}^*)$.

(размерность $n_{ТВВ}$ представлена в $\frac{об}{с}$)

2.4.6.4 Расчет термогазодинамических параметров на выходе из ТВВ

Давление торможения на выходе из ТВВ рассчитывается по формуле:

$$P_{ТВВ}^* = \frac{P_{ТНД}^*}{\pi_{ТВВ}^*} \quad (2.56)$$

Температура торможения на выходе из ТВВ рассчитывается по формуле:

$$T_{ТВВ}^* = T_{ТНД}^* \cdot \left(1 - \left(1 - \frac{1}{\frac{k_{Г.ТНД} - 1}{\pi_{ТВВ}^* k_{Г.ТНД}}} \right) \cdot \eta_{ТВВ}^* \right) \quad (2.57)$$

Показатель адиабаты продуктов сгорания на выходе из ТВВ рассчитывается по формуле:

$$k_{г.ТВВ} = 0,0364 \cdot \left(\frac{T_{ТВВ}^*}{1000} \right)^2 - 0,144 \cdot \frac{T_{ТВВ}^*}{1000} + 1,429 \quad (2.58)$$

Удельная теплоемкость продуктов сгорания на выходе из ТВВ рассчитывается по формуле:

$$C_{p.г.ТВВ} = R_{г} \cdot \frac{k_{г.ТВВ}}{k_{г.ТВВ} - 1} \quad (2.59)$$

2.4.6.5 Расчет удельной работы, совершаемой над ТВВ

Удельная работа, совершаемая над ТВВ, определяется изменением энтальпии торможения продуктов сгорания и рассчитывается для адиабатного процесса расширения газа по формуле:

$$l_{ТВВ} = C_{p.г.тнд} \cdot T_{тнд}^* - C_{p.г.ТВВ} \cdot T_{ТВВ}^* \quad (2.60)$$

2.4.6.6 Расчет мощности, развиваемой ТВВ

Мощность, развиваемая ТВВ, определяется удельной работой, совершаемой над ТВВ, и массовым расходом газа, проходящего через ТВВ:

$$N_{ТВВ} = l_{ТВВ} \cdot G_{г.ТВВ} \quad (2.61)$$

2.4.7 Термодинамический расчет выходного устройства

ММ ВУ представлена в упрощенном виде и содержит расчет давления торможения на выходе из ВУ. Тяга, создаваемая ВУ, не рассчитывается, поскольку она не оказывает влияния работу СВВ и его САУ.

Давление торможения на выходе из ВУ рассчитывается по формуле:

$$P_c^* = P_{ТВВ}^* \cdot \sigma_c, \quad (2.62)$$

где $\sigma_c = 0,95$ – коэффициент потери полного давления в ВУ.

2.5 Динамический расчет частот вращения роторов ВД, НД и ТВВ

2.5.1 Динамический расчет ротора ВД

Расчет углового ускорения ротора ВД осуществляется по формуле:

$$\dot{n}_{ВД} = \frac{N_{ТВД} \cdot \eta_{М.ВД} - N_{КВД}}{2\pi \cdot n_{ВД} \cdot I_{ВД}}, \quad (2.63)$$

где $\dot{n}_{ВД}$ – угловое ускорение ротора ВД, $\frac{\text{рад}}{\text{с}^2}$;

$n_{ВД}$ – частота вращения ротора ВД, $\frac{\text{об}}{\text{с}}$;

$\eta_{М.ВД} = 0,98$ – механический КПД ротора ВД;

$I_{ВД} = 2,135637$, $\text{кг} \cdot \text{м}^2$ – момент инерции ротора ВД.

Расчет частоты вращения ротора ВД осуществляется путем численного интегрирования углового ускорения методом прямоугольников:

$$n_{ВД}(i) = n_{ВД}(i-1) + \frac{\dot{n}_{ВД}}{2\pi} \cdot \Delta t, \quad (2.64)$$

где $n_{ВД(i-1)}$ – частота вращения ротора ВД на предыдущей итерации, $\frac{\text{об}}{\text{с}}$;
 $\dot{n}_{ВД}$ – ускорение ротора ВД, $\frac{\text{рад}}{\text{с}^2}$;
 $\Delta t = 0,001$ с – шаг интегрирования.

При расчете частоты вращения ротора ВД шаг интегрирования выбирается из условия обеспечения устойчивого решения ММ ГГ ТВВД Д-27.

2.5.2 Динамический расчет ротора НД

Расчет углового ускорения ротора НД осуществляется по формуле:

$$\dot{n}_{НД} = \frac{N_{ТНД} \cdot \eta_{м.НД} - N_{кНД}}{2\pi \cdot n_{НД} \cdot I_{НД}}, \quad (2.65)$$

где $\dot{n}_{НД}$ – угловое ускорение ротора НД, $\frac{\text{рад}}{\text{с}^2}$;
 $n_{НД}$ – частота вращения ротора НД, $\frac{\text{об}}{\text{с}}$;
 $\eta_{м.НД} = 0,98$ – механический КПД ротора НД;
 $I_{НД} = 2,33478$, кг · м² – момент инерции ротора НД.

Расчет частоты вращения ротора НД осуществляется путем численного интегрирования углового ускорения методом прямоугольников:

$$n_{НД(i)} = n_{НД(i-1)} + \frac{\dot{n}_{НД}}{2\pi} \cdot \Delta t, \quad (2.66)$$

где $n_{НД(i-1)}$ – частота вращения ротора НД на предыдущей итерации, $\frac{\text{об}}{\text{с}}$;
 $\dot{n}_{НД}$ – угловое ускорение ротора НД, $\frac{\text{рад}}{\text{с}^2}$;
 $\Delta t = 0,001$ с – шаг интегрирования (выбирается по аналогии для ротора ВД).

2.5.3 Динамический расчет редуктора Д-27

Ускорения валов ПВ и ЗВ рассчитываются по формулам (1.1) и (1.2).

Расчет частоты вращения ПВ и ЗВ осуществляется путем численного интегрирования углового ускорения методом прямоугольников:

$$n_{\text{ПВ}}(i) = n_{\text{ПВ}}(i-1) + \dot{n}_{\text{ПВ}} \cdot \Delta t, \quad (2.67)$$

где $n_{\text{ПВ}}(i-1)$ – частота вращения ПВ на предыдущей итерации, $\frac{\text{об}}{\text{с}}$;

$\dot{n}_{\text{ПВ}}$ – ускорение вала ПВ, $\frac{\text{об}}{\text{с}^2}$;

$\Delta t = 0,001$ с – шаг интегрирования (выбирается по аналогии для ротора ВД).

$$n_{\text{ЗВ}}(i) = n_{\text{ЗВ}}(i-1) + \dot{n}_{\text{ЗВ}} \cdot \Delta t, \quad (2.68)$$

где $n_{\text{ЗВ}}(i-1)$ – частота вращения ЗВ на предыдущей итерации, $\frac{\text{об}}{\text{с}}$;

$\dot{n}_{\text{ЗВ}}$ – ускорение вала ЗВ, $\frac{\text{об}}{\text{с}^2}$;

$\Delta t = 0,001$ с – шаг интегрирования (выбирается по аналогии для ротора ВД).

Расчет частоты вращения ротора ТВВ с учетом передаточных чисел дифференциального редуктора осуществляется по формуле:

$$n_{\text{ТВВ}} = i_{\text{ПВ}} \cdot n_{\text{ПВ}} + i_{\text{ЗВ}} \cdot n_{\text{ЗВ}}, \quad (2.69)$$

где $i_{\text{ПВ}} = 4,69$ – передаточное отношение между ТВВ и ПВ;

$i_{\text{ЗВ}} = 3,69$ – передаточное отношение между ТВВ и ЗВ.

Глава 3 Разработка модуля реализации поузловой нелинейной термодинамической математической модели турбовинтовентиляторного двигателя Д-27 в среде программирования, применяемой на стенде полунатурного моделирования

3.1 LabView как программная среда стенда полунатурного моделирования

По причинам, рассмотренным ранее, в качестве среды для реализации поузловой нелинейной термодинамической ММ ТВВД Д-27 использовалась среда разработки NI LabView 7.1, находящая все большую популярность в инженерных кругах.

Данная среда интегрирована в стенды полунатурного моделирования ОАО «НПП «Аэросила», предназначенные для испытаний САУ ВВ, в том числе, в СПМ 311ПР, предназначенный для проведения ПСИ, ЭЦИ и исследовательских испытаний СВВ СВ-27 и регуляторов РСВ-27.

Необходимо отметить, что среда разработки LabView получила широкое применение на предприятии ОАО «НПП «Аэросила» для решения различного рода задач:

- снятие частотных характеристик лопастей в лаборатории прочности и специальных измерений (ЛПС);
- вибрографирование ВГТД и проведение их ЭЦИ на испытательной станции;
- проведение износных испытаний ВВ и ЭЦИ регуляторов, а также различных исследовательских испытаний в лаборатории испытаний воздушных винтов и регуляторов (ЛИВР);
- создание современного устройства «УНКР-М» для настройки, контроля и диагностики ЭГП регуляторов РСВ-27 и РСВ-34(М,С);
- обработка и анализ результатов летных и моторно-стендовых испытаний;
- проведение расчетов и моделирование переходных процессов ВГТД и ВВ.



Среда разработки LabView получила также применение на предприятии-партнере АО УНПП «Молния» [63], занимающемся разработкой электронных

САУ, для реализации ММ АДХ СВ-27, КЛДМ ТВВД Д-27, а также на СПМ для испытания электронных САУ.

Среда разработки LabView позволяет проводить расчеты ММ в режиме реального времени, что является необходимым условием при моделировании переходных процессов на СПМ с натурными объектами (регулятор и втулка ВВ).

3.2 Описание разработанного программного обеспечения для моделирования ТВВД Д-27

На основании расчетов, приведенных в Главе 2, было разработано ПО в среде LabView 7.1 для моделирования статических и динамических параметров ТВВД Д-27. Указанное ПО состоит из двух программ (см. Рисунок 3.1):

- программа «Д-27.vi»  для термодинамического расчета основных элементов ГГ и динамического расчета частот вращения роторов НД, ВД, ТВВ;
- программа «Условия полета.vi»  для расчета условий полета.

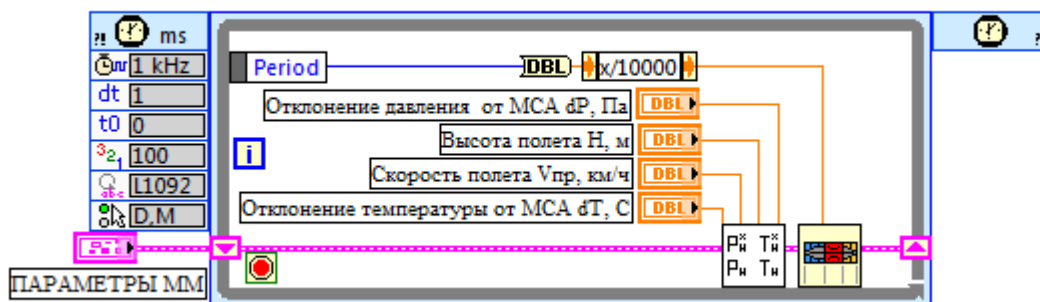


Рисунок 3.1 – Block Diagram программы для расчета ММ ТВВД Д-27

ММ ТВВД Д-27, являясь частью ММ силовой установки СУ-27, использует общий тип данных Type Def «Параметры ММ», сохраненный в отдельный файл «Параметры ММ.ctl». Тип данных представляет собой кластер, состоящий из пяти массивов, относящихся к основным элементам ММ СУ-27: условия полета, двигатель Д-27, ЭСУ-27М, регулятор РСВ-27, СВВ СВ-27. Каждый массив хранит в себе параметры ММ соответствующего ему элемента. При необходимости в

массив каждого элемента можно оперативно добавлять дополнительные моделируемые параметры, например, термодинамические параметры в различных сечениях двигателя. Перечень и порядок параметров в массиве «Условия полета» приведен в Таблице 3.1, в массиве «Двигатель Д-27» – в Таблице 3.2.


Таблица 3.1 – Перечень и порядок параметров в массиве «Условия полета»


| № | Обозначение | Название | Единицы измерения |
|---|-------------|--|--------------------------------|
| 0 | $P_{ВХ}^*$ | Давление торможения на входе в двигатель | Па |
| 1 | $T_{ВХ}^*$ | Температура торможения на входе в двигатель | К |
| 2 | P_H | Физическое давление на заданной высоте с учетом отклонения от МСА | Па |
| 3 | T_H | Физическая температура на заданной высоте с учетом отклонения от МСА | К |
| 4 | ρ_H | Плотность воздуха на заданной высоте с учетом отклонения от МСА | $\frac{\text{КГ}}{\text{М}^3}$ |
| 5 | $V_{ИСТ}$ | Истинная скорость полета | $\frac{\text{КМ}}{\text{Ч}}$ |
| 6 | M | Число Маха | 1 |

Таблица 3.2 – Перечень и порядок параметров в массиве «Двигатель Д-27»

| № | Обозначение | Название | Единицы измерения |
|---|---------------|---|--------------------------------|
| 0 | $\pi_{КНД}^*$ | Степень повышения давления торможения в в КНД | 1 |
| 1 | $\pi_{КВД}^*$ | Степень повышения давления торможения в КВД | 1 |
| 2 | $n_{ВД}$ | Частота вращения ротора ВД | $\frac{\text{об}}{\text{с}}$ |
| 3 | $n_{НД}$ | Частота вращения ротора НД | $\frac{\text{об}}{\text{с}}$ |
| 4 | $n_{ТВВ}$ | Частота вращения ротора ТВВ | $\frac{\text{об}}{\text{с}}$ |
| 5 | $n_{ПВ}$ | Частота вращения ПВ | $\frac{\text{об}}{\text{МИН}}$ |
| 6 | $n_{ЗВ}$ | Частота вращения ЗВ | $\frac{\text{об}}{\text{МИН}}$ |

3.2.1 Расчет условий полета

Расчет условий полета выполняется в программе «Условия полета.vi», обозначаемой пиктограммой . Программный код представлен на Рисунке 3.2.

Для расчета физических температуры и давления по МСА используется программа «Международная стандартная атмосфера.vi», обозначаемая пиктограммой  и позволяющая получить значения основных параметров атмосферы для заданной высоты путем линейной интерполяции значений параметров, приведенных в ГОСТ 4401-81. Программный код представлен на Рисунке 3.3.

Как отмечалось ранее в п. 2.3, для расчета физических температуры и давления можно использовать упрощенные формулы, что позволяет сэкономить машинные ресурсы, затрачиваемые на обработку двумерного массива данных с параметрами МСА.

Из Рисунка 3.2 видно, что на расчет условий полета оказывают влияние следующие параметры:

- высота полета H , м;
- приборная скорость полета $V_{пр}, \frac{км}{ч}$;
- отклонение температуры от МСА ΔT , К;
- отклонение давления от МСА ΔP , Па.

Результат расчета условий полета записывается в массив, описанный в Таблице 3.1.

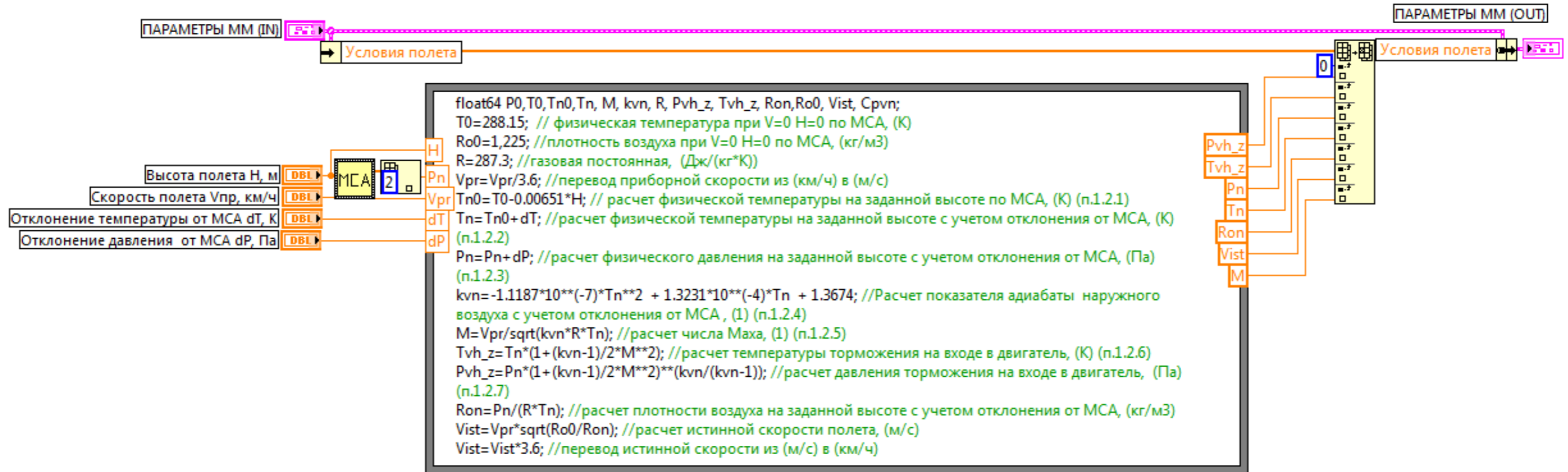


Рисунок 3.2 – Block Diagram «Условия полета.vi»

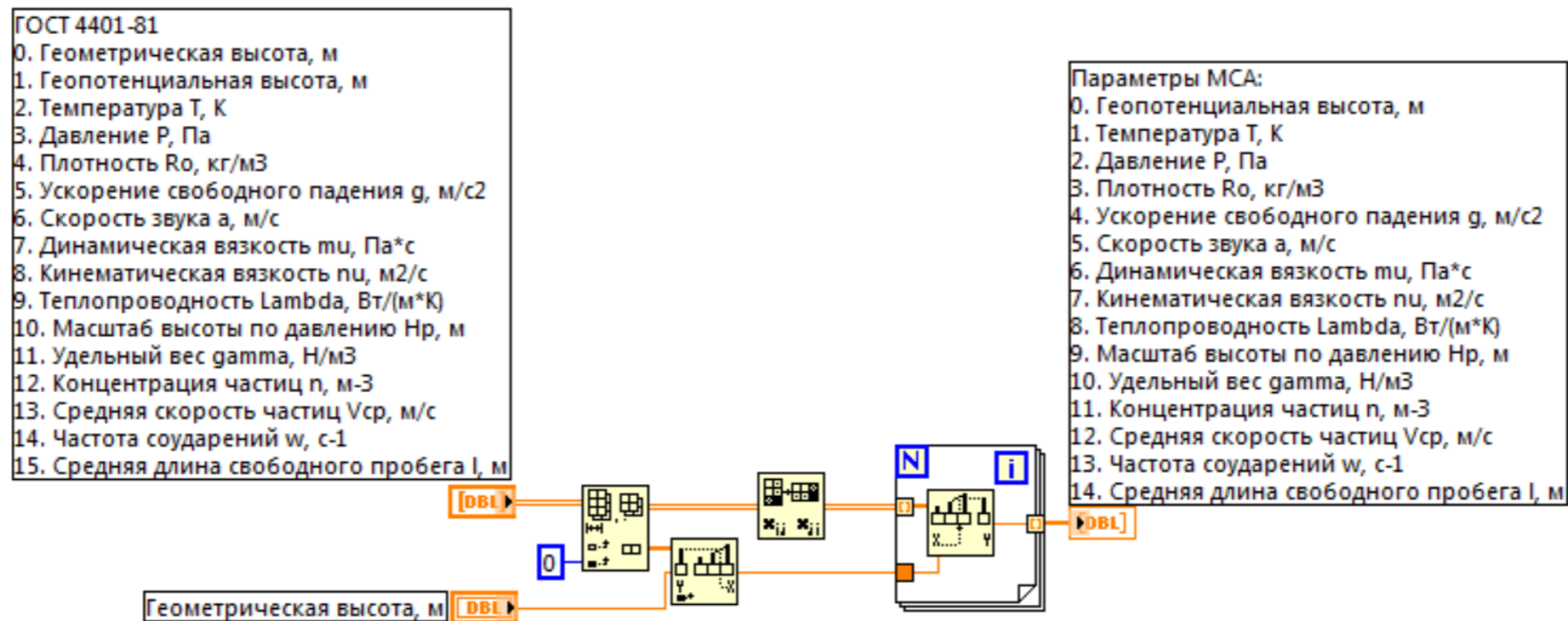



Рисунок 3.3 – Block Diagram «Международная стандартная атмосфера.vi»

3.2.2 Расчет двигателя Д-27

Расчет двигателя Д-27 выполняется программой «Д-27.vi», обозначаемой пиктограммой . Иерархия программы, представленная на Рисунке 3.4, наглядно показывает поэлементный состав ММ, соответствующий структурной схеме ММ ТВВД Д-27, представленной на Рисунке 2.2.

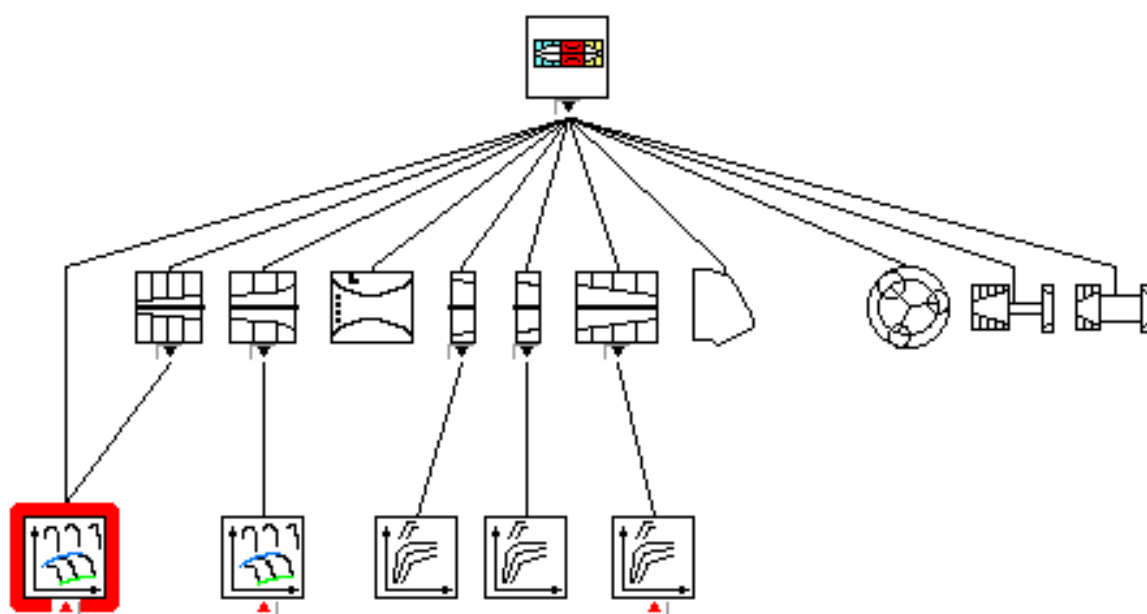














Рисунок 3.4 – Иерархия программы «Д-27.vi»

На Рисунке 3.5 представлен код основной программы. Входные и выходные параметры модулей соответствуют входным и выходным параметрам элементов согласно структурной схеме ММ ТВВД Д-27 (см. Рисунок 2.2). Внешние возмущения, оказывающие влияние на ММ, и выходные параметры описаны в п. 2.2 и представлены на структурной схеме (см. Рисунок 2.2). Результаты расчета ММ записываются в массив, описанный в Таблице 3.2.



На Рисунках 3.6 – 3.15 представлен программный код модулей, описывающих работу основных элементов ТВВД Д-27:

- КНД, обозначаемый пиктограммой ;
- КВД, обозначаемый пиктограммой ;
- КС, обозначаемый пиктограммой ;
- ТВД, обозначаемый пиктограммой ;
- ТНД, обозначаемый пиктограммой ;
- ТВВ, обозначаемый пиктограммой ;
- ВУ, обозначаемый пиктограммой ;
- ротор ВД, обозначаемый пиктограммой ;
- ротор НД, обозначаемый пиктограммой ;
- редуктор Д-27, обозначаемый пиктограммой .

На Рисунках 3.16 – 3.20 представлен программный код модулей, описывающих характеристики:

- КНД и КВД, обозначаемые пиктограммой ;
- ТВД, ТНД, ТВВ, обозначаемые пиктограммой .

Характеристики компрессоров и турбин рассчитываются с применением линейной интерполяции. В программный код заложены массивы характеристик компрессоров и турбин, взятые из технического отчета №118/89-27 [80].

В программах, описывающих характеристики компрессоров и турбин есть два вспомогательных модуля (см Рисунки 3.21 – 3.22). Модуль «Поиск пограничных значений.vi», обозначаемый пиктограммой , запрограммирован на поиск порядковых номеров элементов массива, соответствующих двум соседним линиям характеристики, между которыми необходимо произвести линейную интерполяцию. Модуль «Линейная интерполяция.vi», обозначаемый пиктограммой , производит линейную интерполяцию двух соседних линий характеристики.

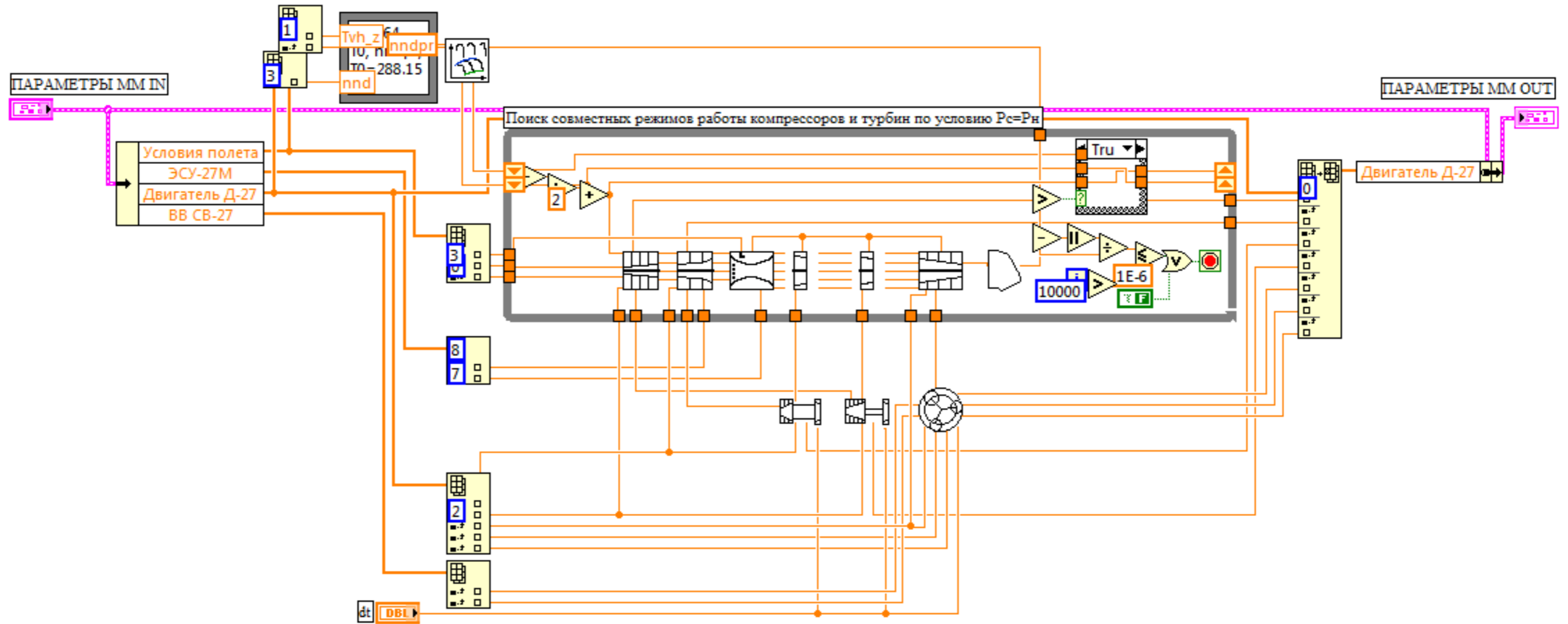


Рисунок 3.5 – Block Diagram «Д-27.vi»

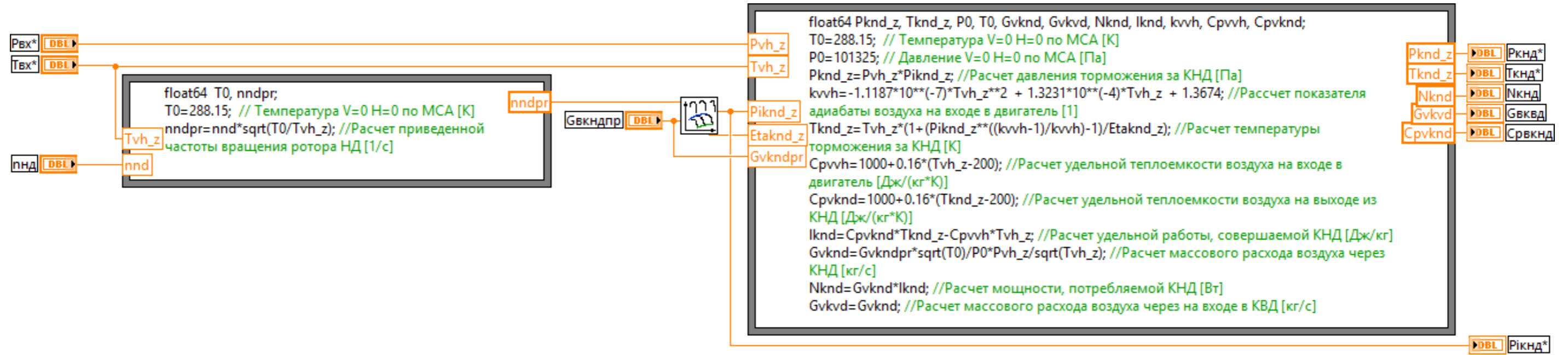


Рисунок 3.6 – Block Diagram «КНД.vi»

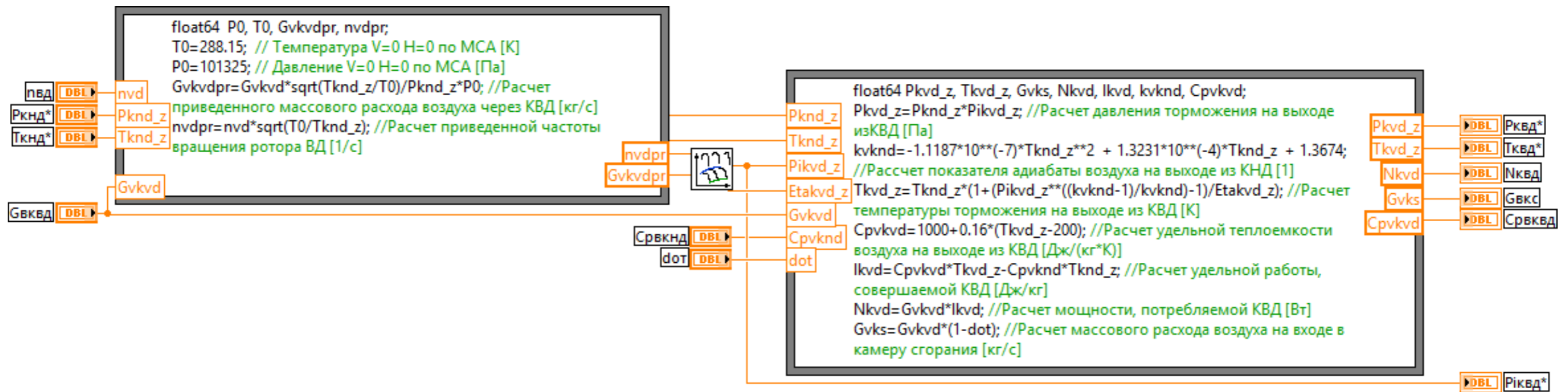


Рисунок 3.7 – Block Diagram «КВД.vi»

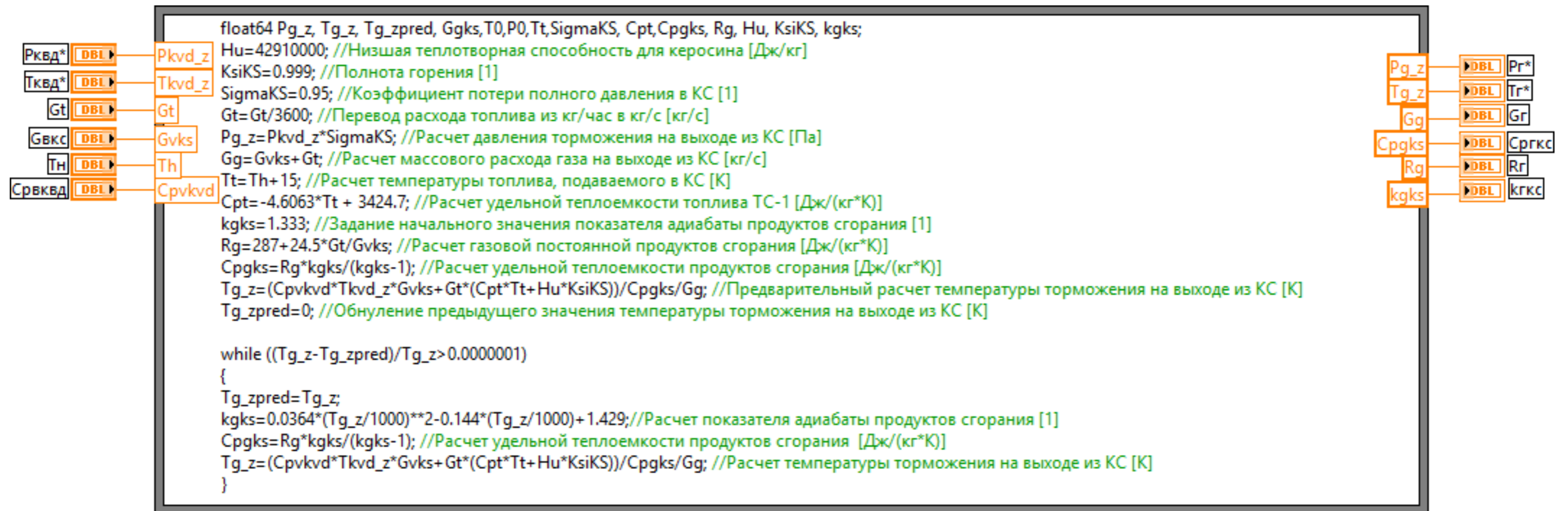


Рисунок 3.8 – Block Diagram «КС.vi»

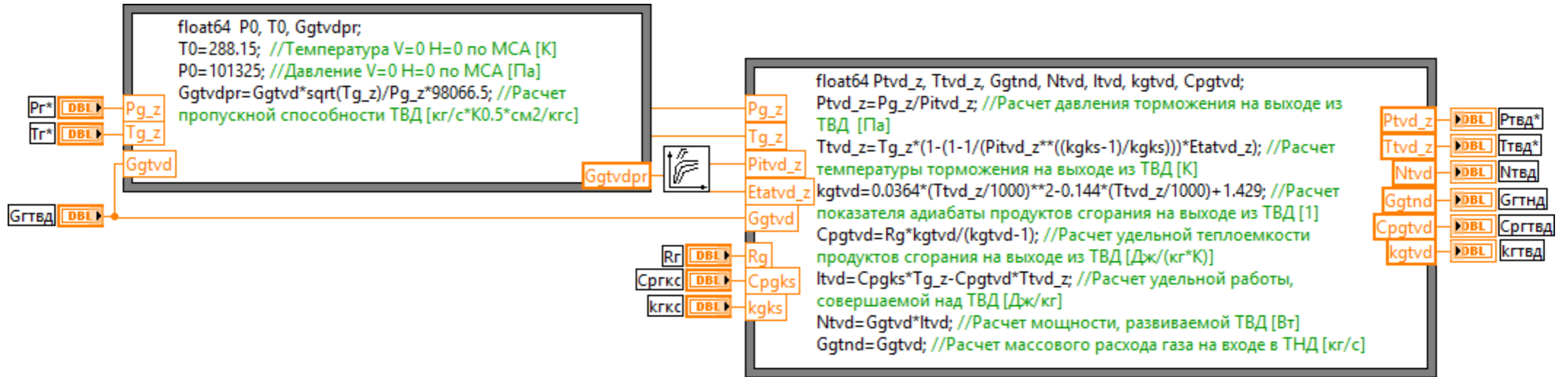


Рисунок 3.9 – Block Diagram «ТВД.vi»

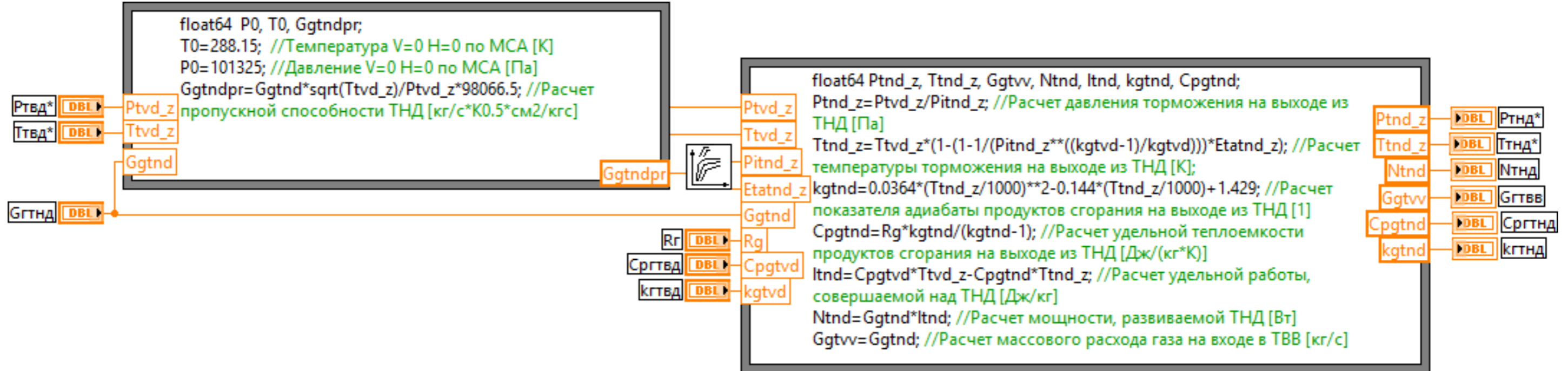


Рисунок 3.10 – Block Diagram «ТНД.vi»

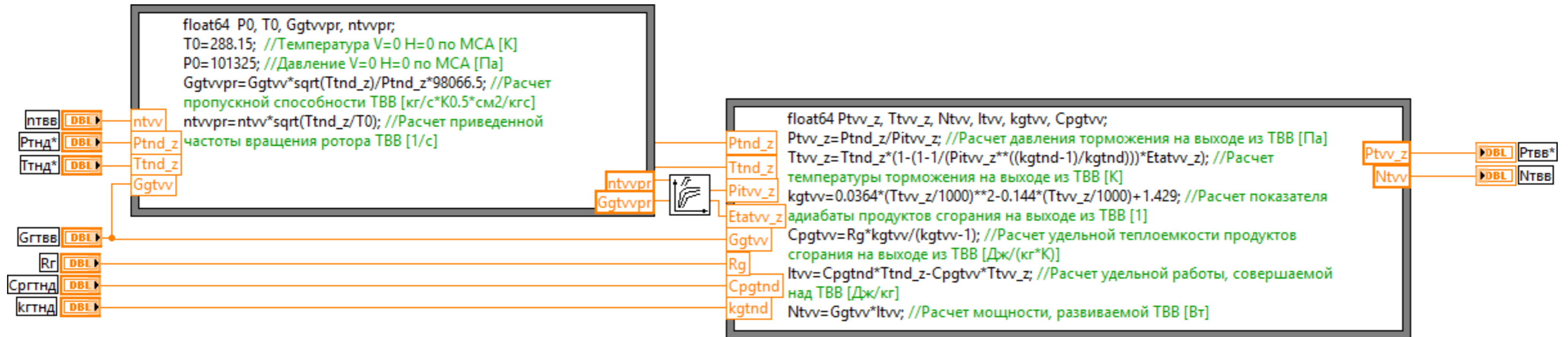


Рисунок 3.11 – Block Diagram «ТВВ.vi»

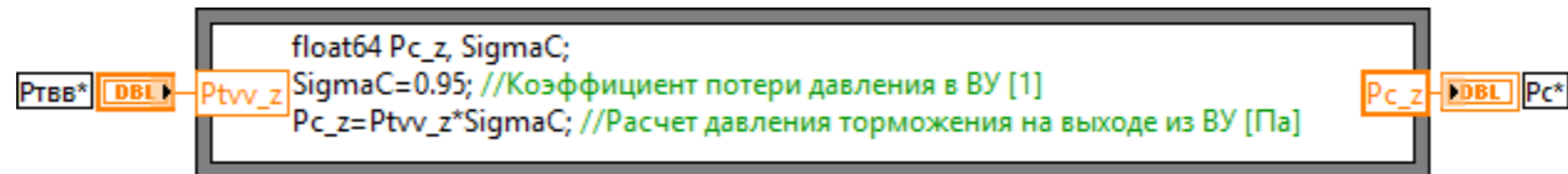


Рисунок 3.12 – Block Diagram «ВУ.vi»

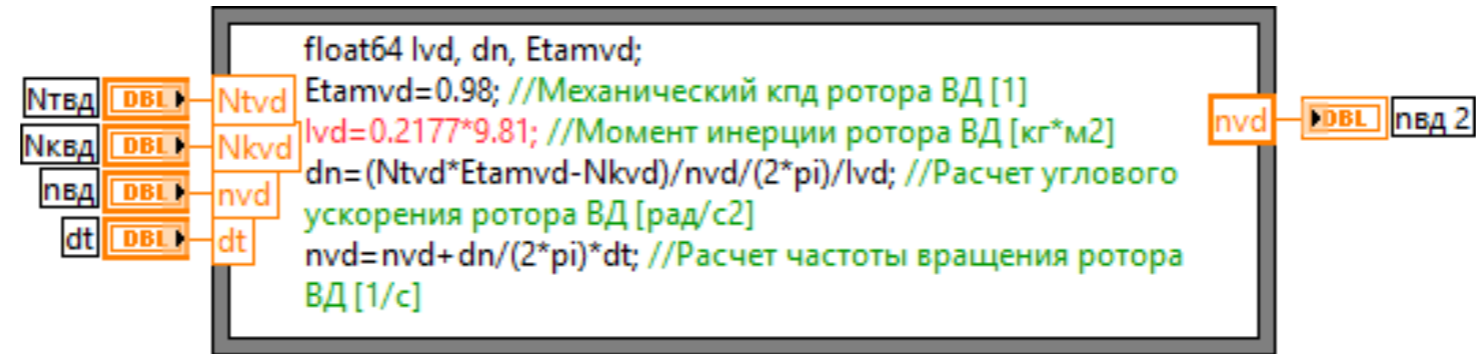


Рисунок 3.13 – Block Diagram «ВД.vi»

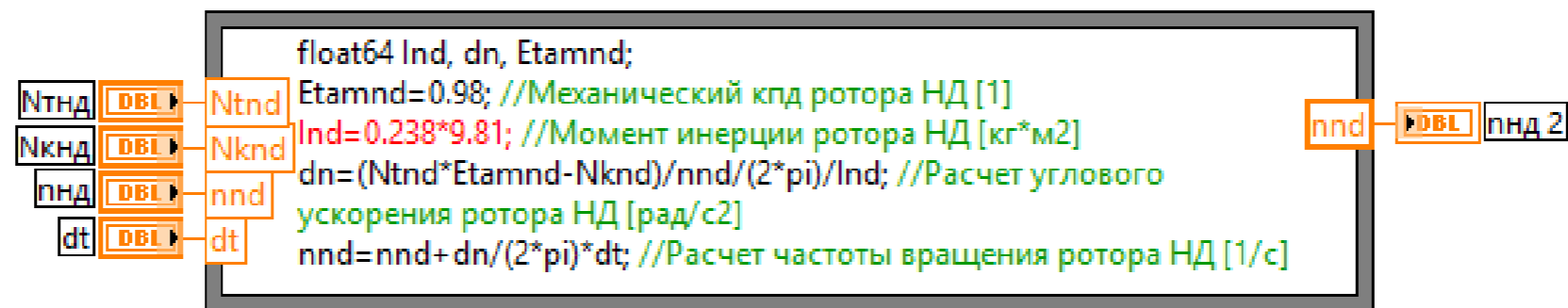


Рисунок 3.14 – Block Diagram «НД.vi»

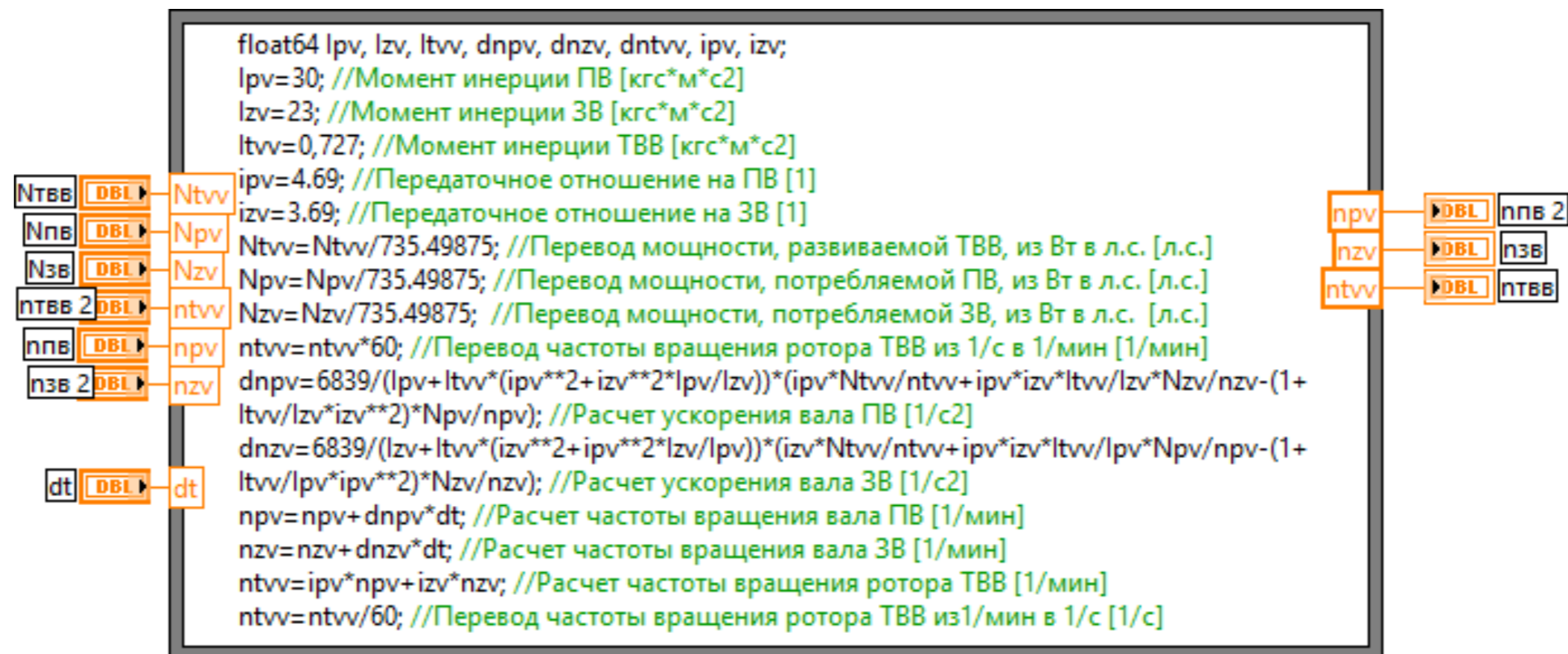


Рисунок 3.15 – Block Diagram «РЕДУКТОР.vi»

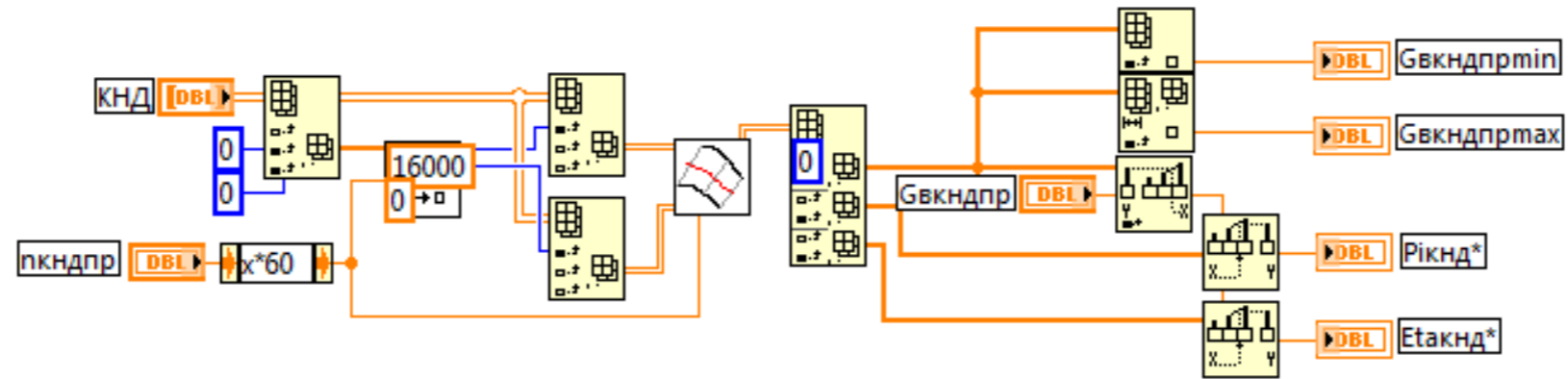


Рисунок 3.16 – Block Diagram «Характеристика КНД.vi»

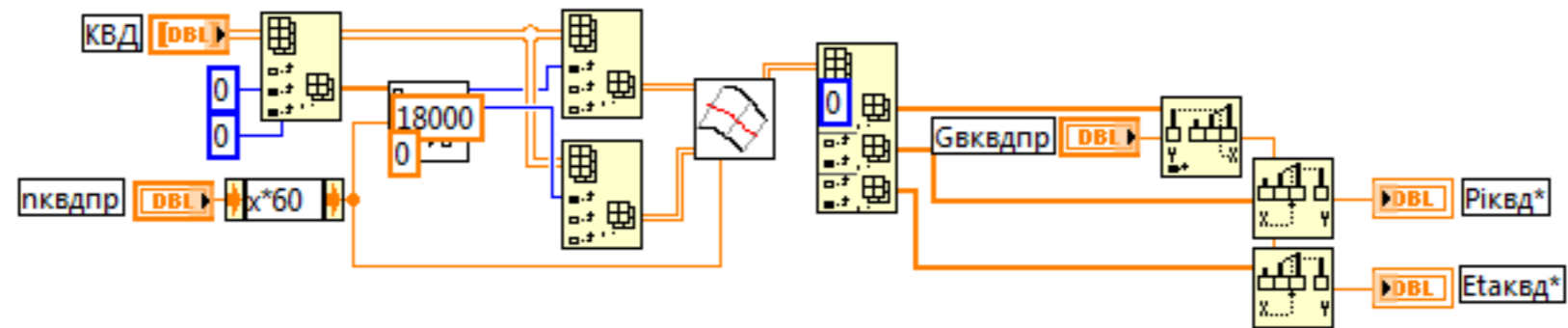


Рисунок 3.17 – Block Diagram «Характеристика КВД.vi»

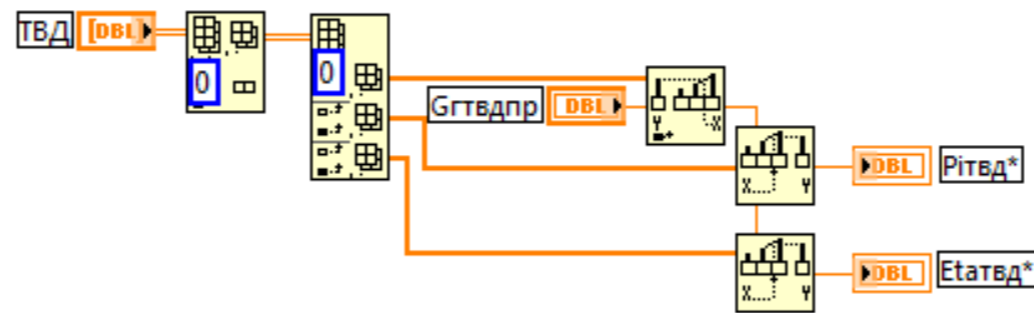


Рисунок 3.18 – Block Diagram «Характеристика ТВД.vi»

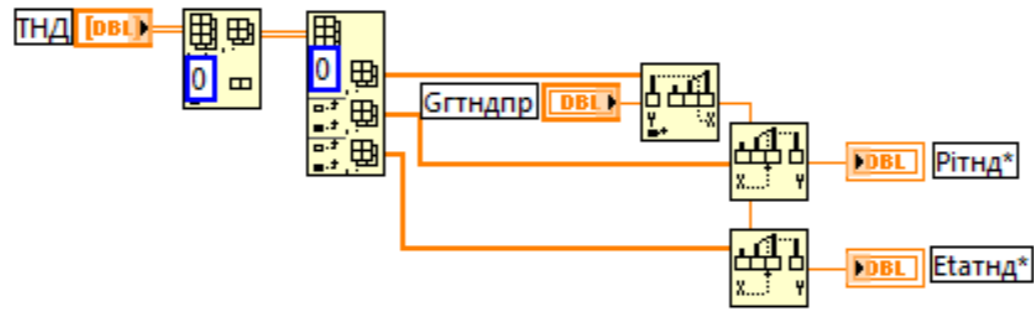


Рисунок 3.19 – Block Diagram «Характеристика ТНД.vi»

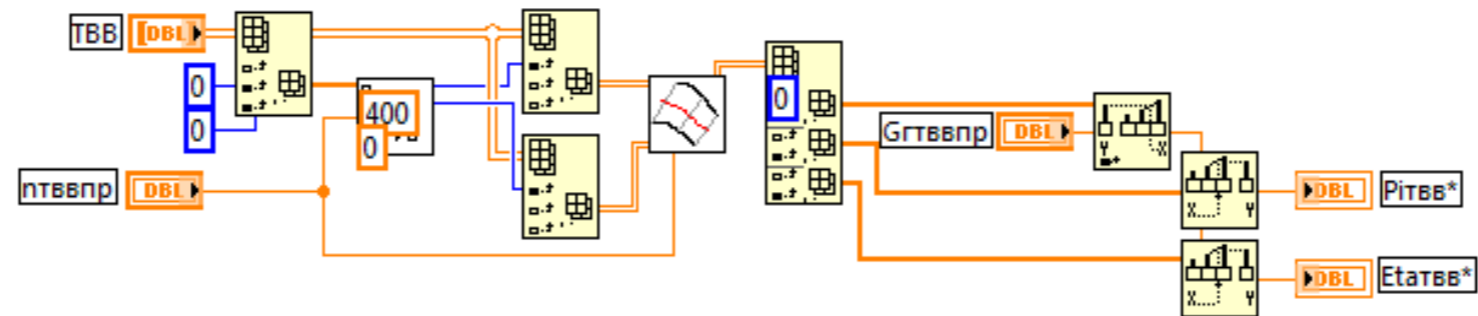


Рисунок 3.20 – Block Diagram «Характеристика ТВВ.vi»

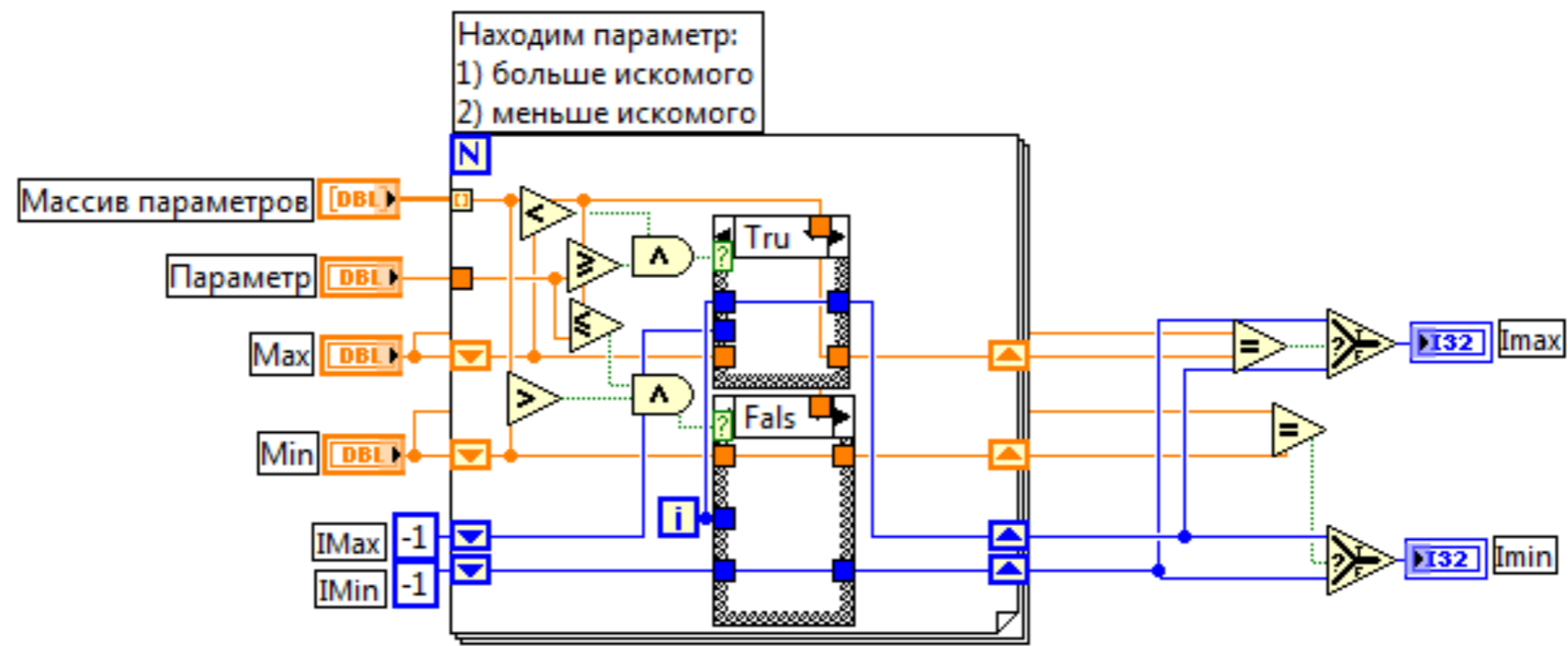


Рисунок 3.21 – Block Diagram «Поиск пограничных значений.vi»

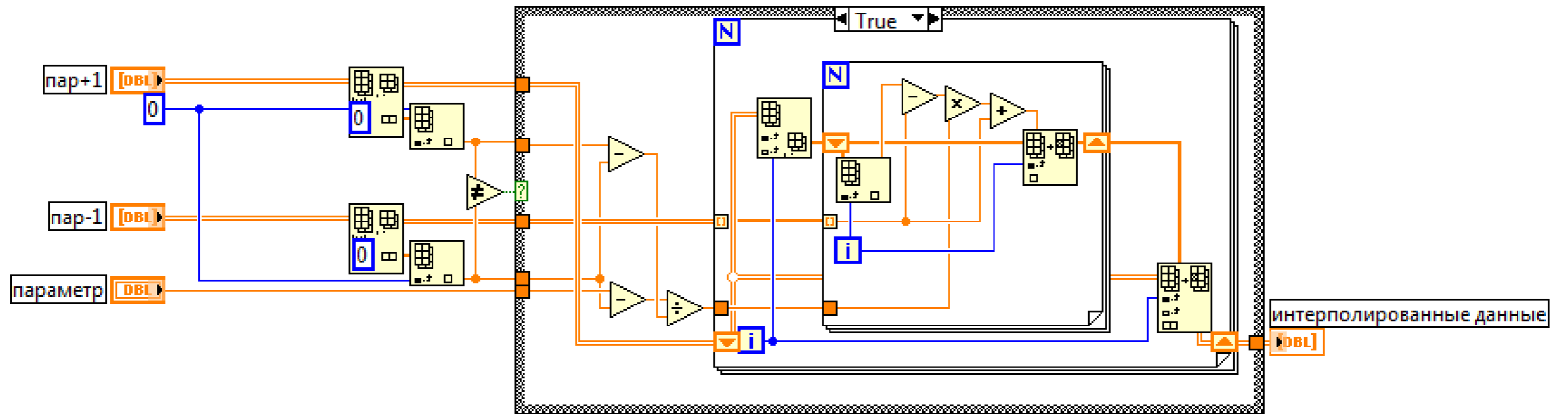


Рисунок 3.22 – Block Diagram «Линейная интерполяция.vi»

Глава 4 Исследование адекватности поузловой нелинейной математической модели ТВВД Д-27

Для исследования адекватности ММ ТВВД Д-27 (верификации) использовались следующие материалы:

- результаты летных испытаний (ЛИ) самолета АН-70 (полет №640 от 31.10.12, полет №657 от 27.01.13);
- дроссельные характеристики ТВВД Д-27, полученные расчетным путем по ММ ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко [81];
- высотнo-скоростные экспериментально-расчетные характеристики ТВВД Д-27, представленные в техническом отчете (ТО) ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко №199/2001-27 от 28.02.02 [82].

САУиК ЭСУ-27М для управления ТВВД Д-27 использует закон поддержания постоянного числа суммарной степени повышения давления КНД и КВД в зависимости от положения рычага управления двигателем и внешних условий [13]. Поэтому при верификации ММ ТВВД Д-27 в качестве опорного параметра во всех случаях использовался параметр $\pi_{\text{к}\Sigma}^* = \pi_{\text{кнд}}^* \cdot \pi_{\text{квд}}^*$, значение которого у верифицируемой модели задавалось равным измеренному экспериментально в процессе ЛИ (или полученному экспериментально-расчетным методом) значению $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ при одинаковых внешних условиях. При этом внимание уделялось расхождению в наиболее важных параметрах, используемых при моделировании на СПМ 311ПР ОАО «НПП «Аэросила», таких как мощность, развиваемая ТВВ $N_{\text{ТВВ}}$, и расход топлива в КС $G_{\text{Т}}$.

4.1 Сравнение результатов отработки ММ ТВВД Д-27 с результатами летных испытаний самолета АН-70

Для оценки адекватности ММ в части параметра $G_{\text{Т}}$ были подобраны имеющиеся материалы ЛИ: полет №640 от 31.10.12, полет №657 от 27.01.13.

Значения расходов топлива в КС, полученные по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, сравнивались с измеренными значениями расходов топлива каждого двигателя (СУ №1, СУ №2, СУ №3, СУ №4).

Для верификации статических параметров ММ ТВВД Д-27 выбирались только установившиеся режимы работы СУ-27. Результаты сравнения сортировались по режимам работы двигателя, высотам полета H , числам Маха полета M и представлялись в виде зависимостей $G_T = f(\pi_{КС}^*)$ при квазипостоянных H и M . Такой вид характеристик удобен для визуального выявления разницы между реальным и моделируемым расходами топлива в КС.

При сравнении результатов отработки ММ ТВВД Д-27 с результатами ЛИ соблюдался следующий порядок действий:

- на вход ММ подавались измеренные в процессе испытаний значения параметров: наружной физической температуры T_H , давления на входе в двигатель по параметрам торможения $P_{ВХ}^*$, числа Маха M , частоты вращения ротора ТВВ $n_{ТВВ}$;
- расход топлива в КС определялся из условия равенства суммарных степеней повышения давления ММ ТВВД Д-27 и реального двигателя Д-27.

Графики сравнения результатов отработки ММ ТВВД Д-27 с результатами ЛИ представлены в Приложении Б (Рисунки Б.1 – Б.8), таблицы – в Приложении В (Таблицы В.1 – В.8).

Анализ представленных графиков показал, что расход топлива в КС, полученный по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на всех режимах меньше реально измеренного. Данная невязка может быть вызвана несоответствием заложенных характеристик основных узлов реальным, а также дополнительными неучтенными потерями. Отбор воздуха за КВД не может оказать настолько сильного влияния на расход топлива, чтобы им можно было скомпенсировать разницу. Поэтому данный фактор целесообразно рассматривать лишь в совокупности с другими.

Для более детальной оценки результатов расчета ММ ТВВД Д-27 были построены графики (см. Рисунки Б.9 – Б.12, полет №640 от 31.10.12), на которых показано сравнение расходов топлива четырех двигателей между собой и с

расчетным при квазипостоянных M и H . Сводные результаты оценки погрешностей приведены в Таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Погрешности моделирования расхода топлива в КС по данным ЛИ

| $H, \text{ м}$ | $M, 1$ | $\varepsilon_{min}, \%$ | $\varepsilon_{max}, \%$ | $\varepsilon_{\text{натурн}}, \%$ |
|----------------|--------|-------------------------|-------------------------|-----------------------------------|
| 650 | 0,24 | ≈ 24 | | 6 |
| 4150 | 0,38 | 18 | 19,5 | 16 |
| 7150 | 0,47 | 13,6 | 16 | 15 |
| 8150 | 0,53 | 7 | 14 | 13 |

Необходимо отметить, что погрешность расчета расхода топлива указана относительно СУ №1, являющейся наиболее экономичной по данным системы регистрации.

Различия между расходами топлива натуральных двигателей вызваны в какой-то мере неточностью выборки точек для анализа (число M , наружная физическая температура T_n , частота вращения ротора ТВВ $n_{\text{ТВВ}}$ могут несколько отличаться у различных точек выборки). Однако значительное влияние на расходы топлива натуральных двигателей оказывает характеристика КС, которая может существенно отличаться от двигателя к двигателю вследствие технологических сложностей при изготовлении и доводке КС.

В целом прослеживается явное влияние высоты H и числа M на погрешность расчета расхода топлива: с увеличением H и M погрешность уменьшается. Велика вероятность, что для уменьшения погрешности расчета можно воспользоваться алгебраическим уточнением параметра G_T в зависимости от комплекса $\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}}$, характеризующего изменение высоты H и числа M , не прибегая к изменению характеристик основных узлов.

По характеру поведения ММ ТВВД Д-27 можно сказать, что качественно ММ описывает поведение реального двигателя в части расхода топлива в КС, однако, для количественного сходства необходимо провести уточнение данного параметра ММ до получения приемлемой погрешности.

4.2 Сравнение результатов отработки ММ ТВВД Д-27 с дроссельными характеристиками от 2012г., представленными ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко

Для оценки адекватности ММ ТВВД Д-27 в части параметров $N_{ТВВ}$, $n_{нд}$, $n_{вд}$ использовались экспериментально-расчетные дроссельные характеристики ТВВД Д-27, полученные по результатам работы ММ ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко. Данные характеристики были отправлены в адрес ОАО «НПП «Аэросила» факсом ОАО «УНПП «Молния» №330/3485 от 26.06.2013 [81]. На ОАО «УНПП «Молния» характеристики направлялись ранее факсом ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко №1144/НИО от 03.12.2012.

Необходимо отметить, что дроссельные характеристики, представленные в факсе [81], были получены для следующих условий:

- внешние условия согласно МСА;
- без учета характеристик СВВ;
- без учета потери давления по параметрам торможения $P_{вх}^*$ во входном устройстве;
- без учета отборов мощности и воздуха на самолетные нужды и противообледенительную систему (ПОС);
- без учета потерь в выходной системе двигателя;
- без учета отклонения вектора тяги от оси двигателя.

При сравнении результатов отработки ММ ТВВД Д-27 с дроссельными характеристиками соблюдался следующий порядок действий:

- на вход ММ подавались заданные значения параметров: высоты полета H , числа M , частоты вращения ротора ТВВ $n_{ТВВ}$;
- основные параметры ММ ТВВД Д-27 определялись из условия равенства суммарных степеней повышения давления ММ ТВВД Д-27 и ММ ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко.

Результаты сравнения отработки ММ ТВВД Д-27 с дроссельными характеристиками представлены на Рисунках Б.13 – Б.15 и в Таблицах В.9 – В.15.

Анализ представленных графиков показал, что качественно ММ ТВВД Д-27 описывает поведение реального двигателя в части параметра $N_{ТВВ}$ практически во всем диапазоне работы: до точки $H = 11000$ м, $M = 0,7$, $\pi_{к\Sigma}^* = 28,7$, после которой наблюдается небольшое качественное расхождение, связанное, очевидно, с неточностью характеристики КВД или ТВВ.

В целом можно сказать, что значения расчетных параметров $N_{ТВВ}$, $n_{ВД}$ и $n_{НД}$ на всех режимах меньше значений, представленных в дроссельных характеристиках.

Количественную оценку погрешности моделирования целесообразно проводить только для параметра мощности, развиваемой ТВВ, поскольку он используется при расчете совместной работы двигателя и СВВ на СПМ (нахождение частот вращения ПВ, ЗВ, ротора ТВВ). Частоты вращения роторов ВД и НД в описываемой ММ являются внутренними параметрами, однако, в случае необходимости допускается алгебраическое уточнение ММ в части данных параметров.

Сводные результаты оценки погрешности моделирования мощности, развиваемой ТВВ, приведены в Таблице 4.2.

Таблица 4.2 – Погрешность моделирования мощности, развиваемой ТВВ, по расчетным данным, предоставленным ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко [81]

| $H, \text{ м}$ | $M, 1$ | $\varepsilon_{min}, \%$ | $\varepsilon_{max}, \%$ |
|----------------|--------|-------------------------|-------------------------|
| 0 | 0 | 2 | 10 |
| 6000 | 0,5 | 6 | 10 |
| | 0,6 | 5 | 10,5 |
| | 0,7 | 5 | 10,5 |
| 11000 | 0,5 | 8 | 12,5 |
| | 0,6 | 7 | 13 |
| | 0,7 | 8 | 13 |

Большая погрешность расчета $N_{ТВВ}$, вызванная несоответствием характеристик основных узлов реальным характеристикам, позволяет только

качественно моделировать совместную работу двигателя и СВВ на СПМ. Для уменьшения погрешности необходимо произвести уточнение ММ в части параметра $N_{ТВВ}$.

4.3 Сравнение результатов обработки ММ ТВВД Д-27 с высотнo-скоростными экспериментально-расчетными характеристиками от 2002г., представленными ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко

Для дополнительной оценки адекватности ММ ТВВД Д-27 в части параметров G_T , T_G^* , $N_{ТВВ}$ использовались дроссельные характеристики и ВСХ Д-27, полученные экспериментально-расчетным путем с помощью ММ ТВВД Д-27 ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко и представленные в ТО №199/2001-27 [82] от 28.02.2002.

ВСХ, приведенные в отчете, являются усредненными характеристиками двигателей Д-27, установленных на самолете АН-70 №01 – 02, и полученными после второго этапа восстановительного ремонта двигателей во II квартале 2001г.

Дроссельные характеристики и ВСХ были получены для следующих условий:

- без учета характеристик СВВ;
- без учета потери давления по параметрам торможения $P_{ВХ}^*$ во входном устройстве;
- без учета отборов мощности и воздуха на самолетные нужды и ПОС;
- без учета потерь в выходной системе двигателя;
- без учета отклонения вектора тяги от оси двигателя.

При сравнении результатов обработки ММ ТВВД Д-27 с ВСХ соблюдался следующий порядок действий:

- на вход ММ подавались заданные значения параметров: высоты полета H , наружной физической температуры T_H , числа M , частоты вращения ротора ТВВ $n_{ТВВ}$;

- основные параметры ММ ТВВД Д-27 определялись из условия равенства суммарных степеней повышения давления ММ ТВВД Д-27 и ММ ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко.

Результаты сравнения отработки ММ ТВВД Д-27 с ВСХ представлены на Рисунках Б.16 – Б.39 и в Таблицах В.16 – В.21.

Анализ представленных графиков показал, что качественно ММ ТВВД Д-27 описывает поведение реального двигателя в части параметров G_T , T_G^* , $N_{ТВВ}$ во всем диапазоне работы.

В целом можно сказать, что значения расчетных параметров G_T , T_G^* , $N_{ТВВ}$ на всех режимах меньше значений, представленных в ВСХ.

Количественная оценка проводилась только для параметров $N_{ТВВ}$ и G_T , поскольку они являются необходимыми для моделирования совместной работы СВВ, двигателя и ЭСУ на СПМ.

Сводные результаты оценки погрешности моделирования параметров $N_{ТВВ}$ и G_T приведены в Таблице 4.3.

Таблица 4.3 – Погрешность моделирования параметров $N_{ТВВ}$ и G_T по экспериментально-расчетным ВСХ, предоставленным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко [82]

| $H, м$ | $M, 1$ | $N_{ТВВ}$ | | G_T | |
|--------|--------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|-------------------------|
| | | $\varepsilon_{min}, \%$ | $\varepsilon_{max}, \%$ | $\varepsilon_{min}, \%$ | $\varepsilon_{max}, \%$ |
| 0 | 0 | 8 | 14 | 21 | 30 |
| | 0,2 | 7,5 | 12,5 | 21 | 30 |
| | 0,4 | 7,5 | 12 | 21 | 30 |
| 1000 | 0 | 10,5 | 14 | 22 | 29 |
| | 0,2 | 11 | 14 | 22 | 29 |
| | 0,4 | 10,5 | 12,5 | 21 | 28 |
| 2500 | 0 | 10,5 | 13 | 23 | 29 |
| | 0,2 | 10,5 | 13 | 23 | 29 |
| | 0,4 | 10 | 12,5 | 23 | 29 |

Как было сказано ранее, большая погрешность расчета параметров $N_{\text{ТВВ}}$ и G_{T} позволяет только качественно моделировать совместную работу двигателя и СВВ на СПМ. Для уменьшения погрешности необходимо произвести уточнение ММ.

При сравнении результатов отработки ММ ТВВД Д-27 с дроссельными характеристиками соблюдался следующий порядок действий:

- на вход ММ подавались заданные значения параметров: высоты полета H , числа M , частоты вращения ротора ТВВ $n_{\text{ТВВ}}$;

- расход топлива G_{T} ММ ТВВД Д-27 определялся из условия равенства мощностей $N_{\text{ТВВ}}$ ММ ТВВД Д-27 и ММ ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко.

При сравнении расхода топлива G_{T} ММ ТВВД Д-27 с расходом топлива, представленным в дроссельных характеристиках, в качестве опорного параметра был выбран $N_{\text{ТВВ}}$, поскольку значения $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ в дроссельных характеристиках не приводятся. В связи с этим дроссельные характеристики были использованы только для качественного сравнения.

Результаты сравнения отработки ММ ТВВД Д-27 с дроссельными характеристиками представлены на Рисунках Б.40 – Б.47 и в Таблицах В.22 – В.25.

Анализ представленных графиков показал, что качественно ММ ТВВД Д-27 описывает поведение реального двигателя в части параметра G_{T} во всем диапазоне режимов работы.

Глава 5 Корректировка поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27 по результатам верификации

Анализ, проведенный в Главе 4, показал, что качественно ММ ТВВД Д-27 описывает поведение реального двигателя, что позволяет применить алгебраическую корректировку ММ. Кроме того, во всех случаях наблюдается занижение значений моделируемых параметров, что упрощает задачу корректировки ММ.

В данной главе изложена методика алгебраической корректировки ММ в части параметров G_T и $N_{ТВВ}$ относительно внешних условий (H, M) и суммарной степени повышения давления $\pi_{к\Sigma}^*$. Данные параметры были выбраны для корректировки, т.к. они являются необходимыми при моделировании совместной работы СВВ, двигателя и ЭСУ на СПМ 311ПР. Остальные параметры являются внутренними, однако, в случае необходимости их также можно уточнить алгебраически.

Алгебраическая коррекция ММ не требует изменения характеристик основных узлов двигателя и позволяет уточнять параметры по отдельности.

5.1 Уточнение ММ ТВВД Д-27 в части расхода топлива в КС

ММ ТВВД Д-27 в части расхода топлива в КС уточнялась по результатам ЛИ самолета АН-70 (полет №640 от 31.10.12), т.к. данные материалы охватывают широкий диапазон изменения внешних условий.

Для уточнения расхода топлива в КС введен коэффициент идентификации $k_{и}$, показывающий отношение расхода топлива в КС, полученного по результатам расчета ММ, к расходу топлива в КС, полученному по результатам летных испытаний:

$$k_{и} = \frac{G_{Т.мод}}{G_T}, \quad (5.1)$$

где $G_{Т.мод}$ – расход топлива в КС по результатам расчета ММ, $\frac{кг}{ч}$;

G_T – расход топлива в КС по результатам летных испытаний, $\frac{кг}{ч}$.

Анализ, проведенный в Главе 4, показал влияние высоты H и числа M на погрешность расчета расхода топлива: с увеличением H и M погрешность уменьшается. Следовательно, на величину коэффициента идентификации $k_{и}$

должен оказывать влияние комплекс $\frac{P_0}{P_{ВХ}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{ВХ}^*}}$.

Для выявления зависимости $k_{и} = f\left(\frac{P_0}{P_{ВХ}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{ВХ}^*}}\right)$ было выбрано несколько экспериментальных точек. Значения точек приведены в Таблице Г.1 (Приложение Г). График, построенный по указанным точкам, представлен на Рисунке 5.1.

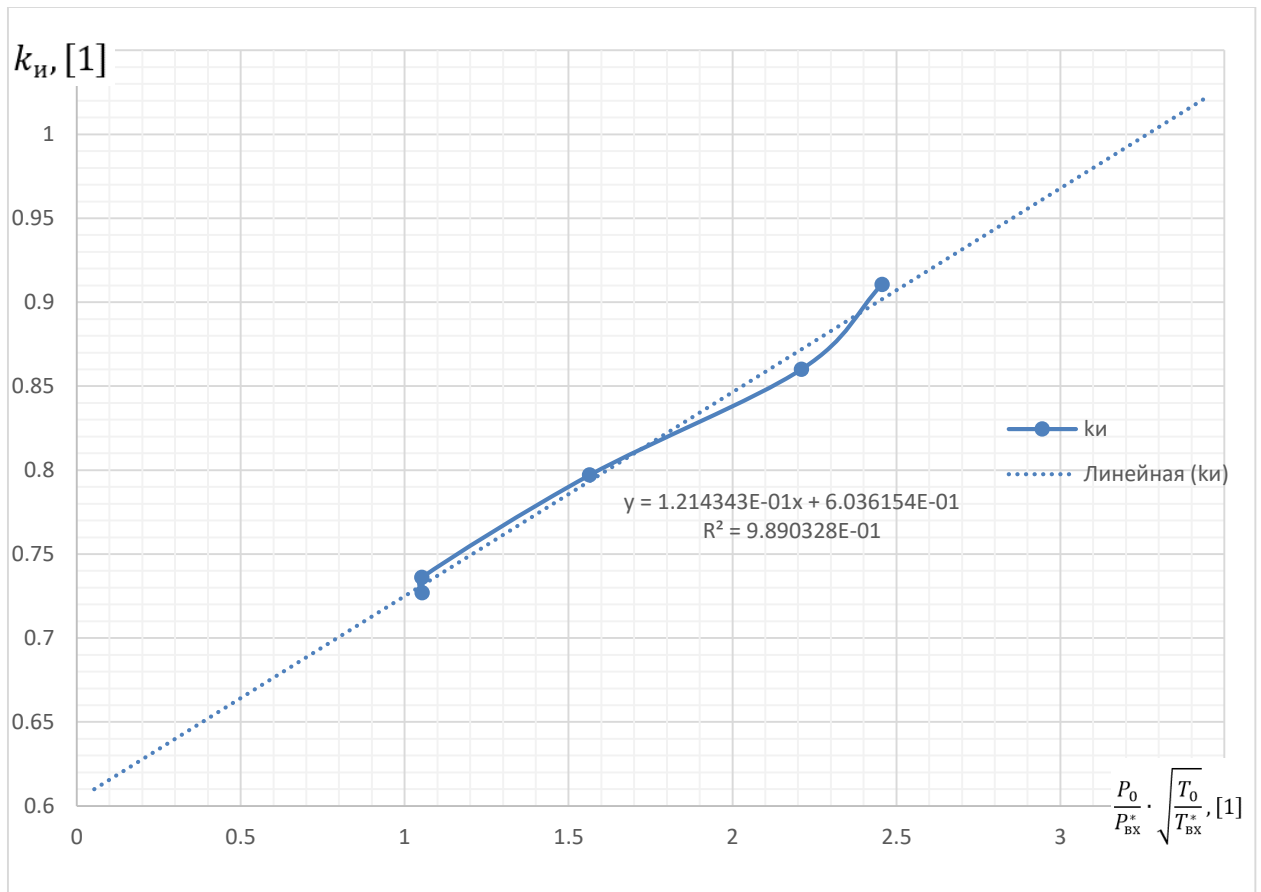


Рисунок 5.1 – Зависимость коэффициента идентификации $k_{и}$

от комплекса $\frac{P_0}{P_{ВХ}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{ВХ}^*}}$

Из Рисунка 5.1 видно, что зависимость между $k_{и}$ и комплексом $\frac{P_0}{P_{ВХ}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{ВХ}^*}}$ практически линейная.

По выбранным точкам была построена линейная аппроксимирующая линия (см. Рисунок 5.1), описываемая уравнением:

$$k_{и} = 1,214343 \cdot 10^{-1} \cdot \frac{P_0}{P_{ВХ}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{ВХ}^*}} + 6,036154 \cdot 10^{-1} \quad (5.2)$$

Таким образом, для уточнения ММ в части расхода топлива в КС необходимо перед термодинамическим расчетом КС выполнить следующие действия:

- рассчитать значение комплекса $\frac{P_0}{P_{ВХ}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{ВХ}^*}}$;
- рассчитать значение коэффициента идентификации $k_{и}$ по формуле (5.2);
- уточнить значение расхода топлива в КС по формуле:

$$G_{т.ут} = G_{т} \cdot k_{и}, \quad (5.3)$$

где $G_{т.ут}$ – уточненный расход топлива в КС, $\frac{кг}{ч}$.

Уточненный программный код модуля, описывающего работу КС, представлен на Рисунке 5.2.

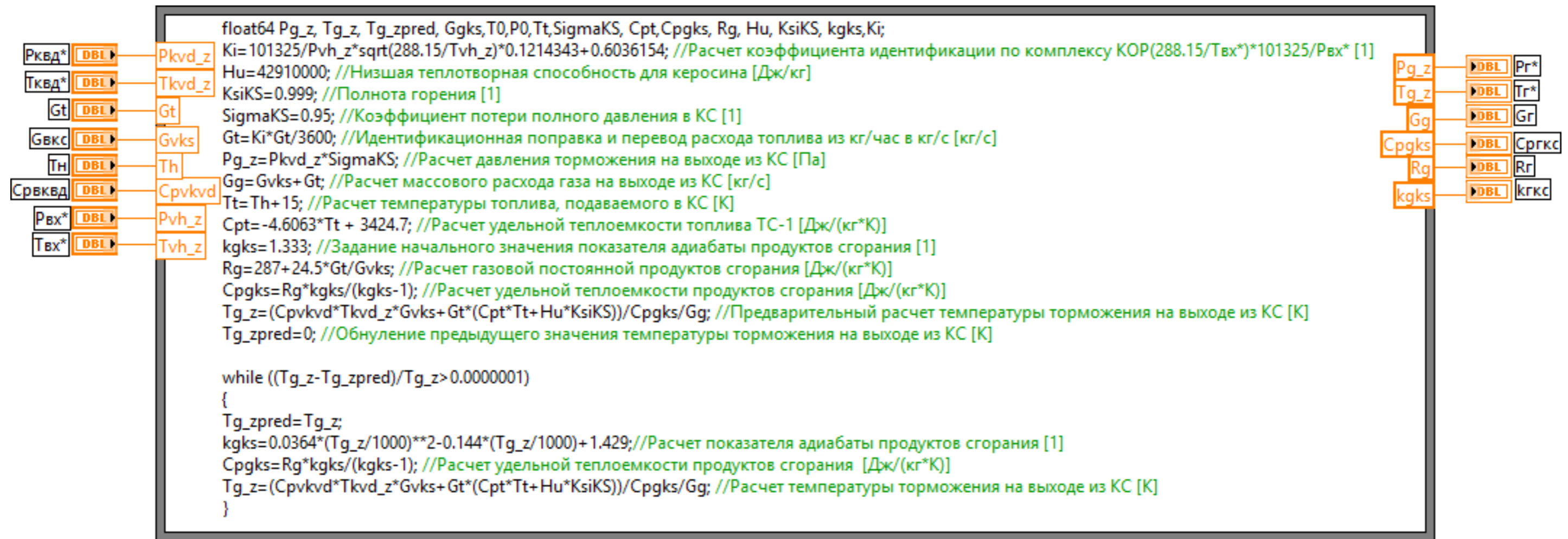


Рисунок 5.2 – Уточненная Block Diagram «KC.vi»

5.2 Уточнение ММ в части мощности, развиваемой ТВВ

Основными материалами, которые можно использовать для уточнения ММ в части мощности, развиваемой ТВВ, являются дроссельные характеристики Д-27, представленные в факсе №330/3485 от 26.06.2013 [81] и ВСХ, представленные в ТО №199/2001-27 от 28.02.02 «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко [82]. Так как дроссельные характеристики [81] являются наиболее актуальными на данный момент, они приняты в качестве основных для уточнения ММ ТВВ.

Для уточнения параметра $N_{ТВВ}$ введен угол идентификации $\varphi_{и}$, показывающий разность между угловым положением точки, соответствующей $N_{ТВВ}$ (полученной по дроссельным характеристикам [81]), и угловым положением точки, соответствующей $N_{ТВВ.МОД}$ (полученной по результатам расчета ММ), при одинаковых значениях $\pi_{к\Sigma}^*$ (см. Рисунок 5.3). Угловые положения точек вычисляются относительно центра, соответствующего минимальным значениям параметров: $\pi_{к\Sigma}^* = 6,2$, $N_{ТВВ} = 203300$ Вт.

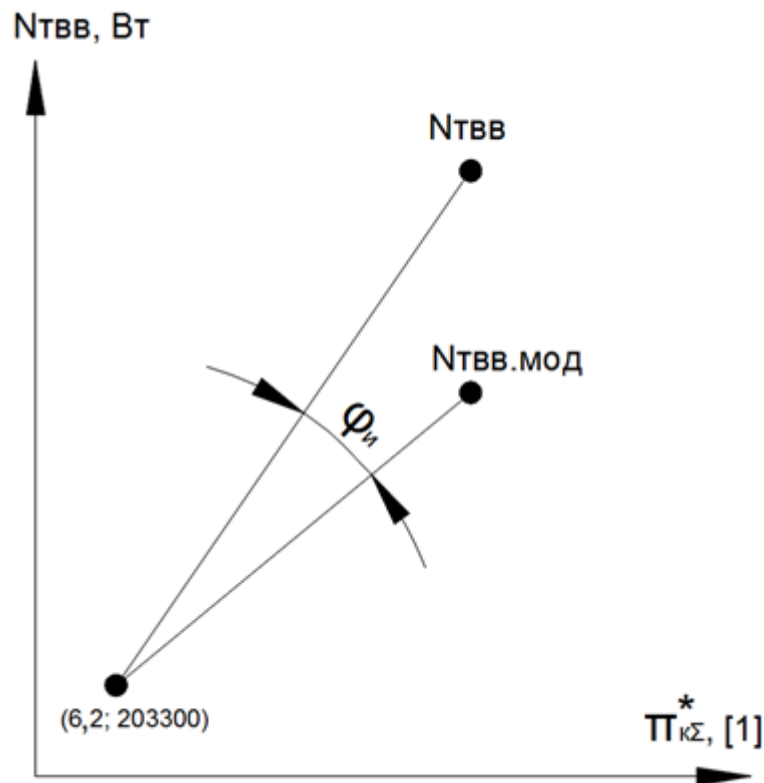


Рисунок 5.3 – Геометрическое представление угла идентификации $\varphi_{и}$

Угол $\varphi_{и}$ находится по формуле:

$$\varphi_{и} = \operatorname{atan}\left(\frac{N_{\text{ТВВ}} - 203300}{\pi_{\text{к}\Sigma}^* - 6,2}\right) \cdot \frac{180}{\pi} - \left(\frac{N_{\text{ТВВ.МОД}} - 203300}{\pi_{\text{к}\Sigma}^* - 6,2}\right) \cdot \frac{180}{\pi}, \quad (5.4)$$

Применение угла идентификации в данном случае дает улучшенные результаты, чем применение коэффициента идентификации (по аналогии с п.5.1).

Анализ, проведенный в Главе 4, показал влияние высоты H и числа M на погрешность расчета мощности, развиваемой ТВВ. Следовательно, на величину $\varphi_{и}$

должен оказывать влияние комплекс $\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}}$.

Для различных значений $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ и $\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}}$ построена многомерная характеристика $\varphi_{и}$, представленная на Рисунке 5.4. Численные значения $\varphi_{и}$ приведены в Таблице Г.2).

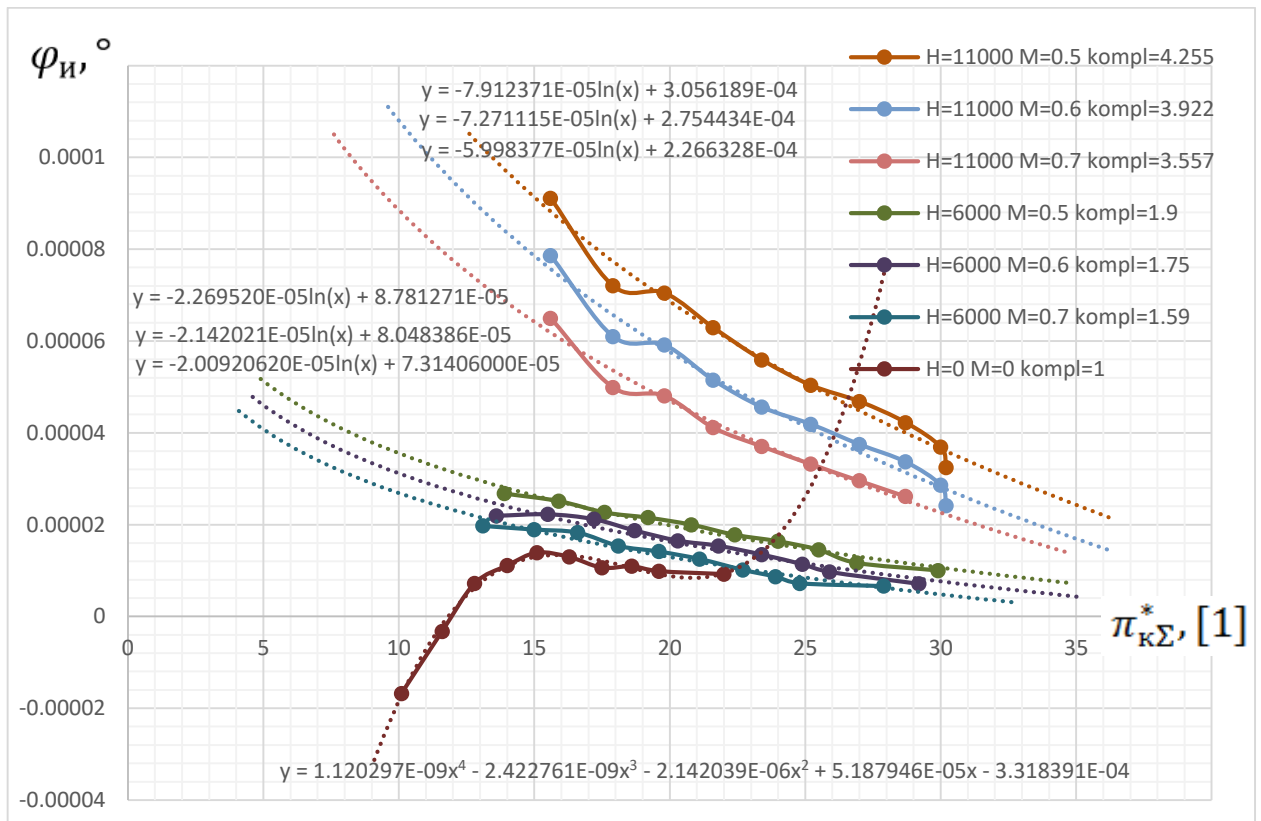


Рисунок 5.4 – Зависимость угла идентификации $\varphi_{и}$ от суммарной степени

повышения давления $\pi_{\text{к}\Sigma}^*$ и комплекса $\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}}$

На Рисунке 5.4 прослеживается влияние комплекса $\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}}$ на угол идентификации: с увеличением комплекса $\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}}$ характеристика угла идентификации смещается вверх.

По линиям $\varphi_{\text{И}} = f\left(\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}}, \pi_{\text{к}\Sigma}^*\right)$ были построены аппроксимирующие кривые (см. Рисунок 5.4):

$$\varphi_{\text{И}} = \begin{cases} 1,120297 \cdot 10^{-9} \cdot \pi_{\text{к}\Sigma}^{*4} - 2,422761 \cdot 10^{-9} \cdot \pi_{\text{к}\Sigma}^{*3} - 2,142039 \cdot 10^{-6} \cdot \\ \cdot \pi_{\text{к}\Sigma}^{*2} + 5,187946 \cdot 10^{-5} \cdot \pi_{\text{к}\Sigma}^* - 3,318391 \cdot 10^{-4}, \text{ при } \frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}} = 1; \\ -2,0092062 \cdot 10^{-5} \cdot \ln(\pi_{\text{к}\Sigma}^*) + 7,31406 \cdot 10^{-5}, \text{ при } \frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}} = 1,59; \\ -2,142021 \cdot 10^{-5} \cdot \ln(\pi_{\text{к}\Sigma}^*) + 8,048386 \cdot 10^{-5}, \text{ при } \frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}} = 1,75; \\ -2,269520 \cdot 10^{-5} \cdot \ln(\pi_{\text{к}\Sigma}^*) + 8,781271 \cdot 10^{-5}, \text{ при } \frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}} = 1,9; \\ -5,998377 \cdot 10^{-5} \cdot \ln(\pi_{\text{к}\Sigma}^*) + 2,266328 \cdot 10^{-4}, \text{ при } \frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}} = 3,557; \\ -7,271115 \cdot 10^{-5} \cdot \ln(\pi_{\text{к}\Sigma}^*) + 2,754434 \cdot 10^{-4}, \text{ при } \frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}} = 3,922; \\ -7,912371 \cdot 10^{-5} \cdot \ln(\pi_{\text{к}\Sigma}^*) + 3,056189 \cdot 10^{-4}, \text{ при } \frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}} = 4,255. \end{cases} \quad (5.5)$$

Полином для $\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}} = 1$ принудительно ограничивается справа линией

$\varphi_{\text{И}} = 9,23648 \cdot 10^{-6}$ при $\pi_{\text{к}\Sigma}^* > 22$ из-за резко возрастающей функции.

Таким образом, для уточнения ММ необходимо после расчета мощности, развиваемой ТВВ, выполнить следующие действия:

- рассчитать значение комплекса $\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}}$;

- рассчитать значение угла идентификации $\varphi_{\text{И}}$: если значение комплекса $\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}}$ лежит в диапазоне известных значений необходимо произвести линейную интерполяцию между двумя соседними линиями многомерной характеристики (Рисунок 5.4), за диапазоном – линейную экстраполяцию по двум ближайшим крайним линиям;

- уточнить значение мощности, развиваемой ТВВ, в соответствии с формулой:

$$N_{\text{ТВВ.УТ}} = (\pi_{\text{КС}}^* - 6,2) \cdot \tan \left(\left(\text{atan} \left(\frac{N_{\text{ТВВ}} - 203300}{\pi_{\text{КС}}^* - 6,2} \right) \cdot \frac{180}{\pi} + \varphi_{\text{И}} \right) \cdot \frac{\pi}{180} \right) + 203300 \quad (5.6)$$

Уточненный код модуля, описывающего работу ТВВ, представлен на Рисунке 5.5, модуля идентификации ТВВ – на Рисунке 5.6.

Уточненный код основной программы, описывающей ММ ТВВД Д-27 представлен на Рисунке 5.7.

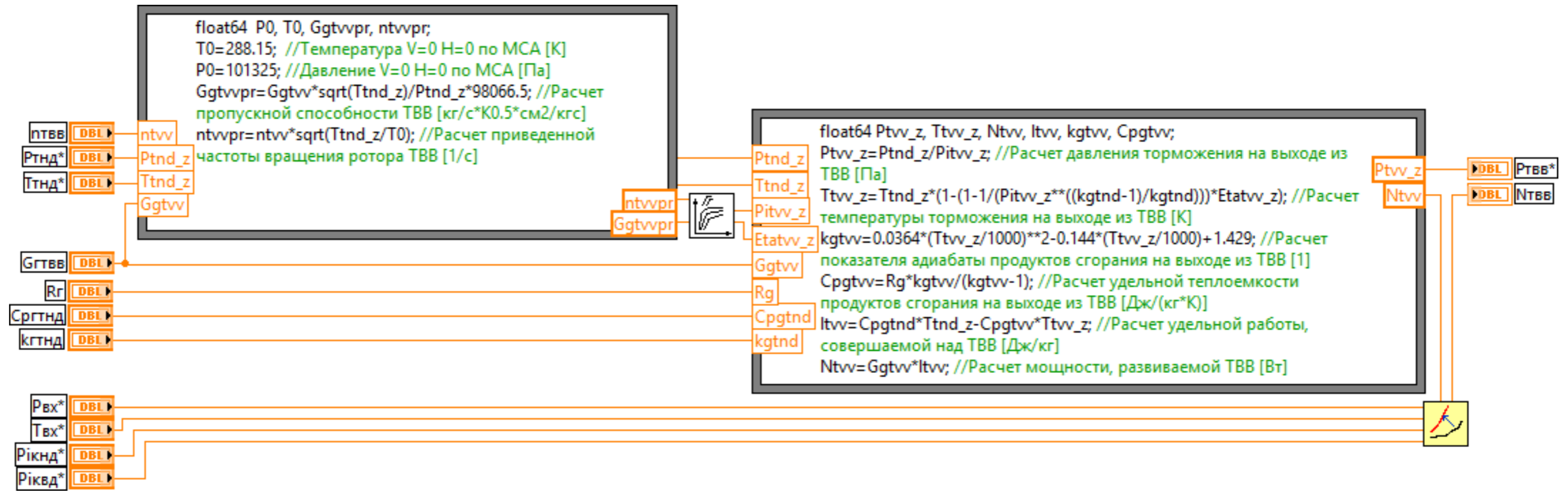


Рисунок 5.5 – Уточненная Block Diagram «ТВВ.vi»

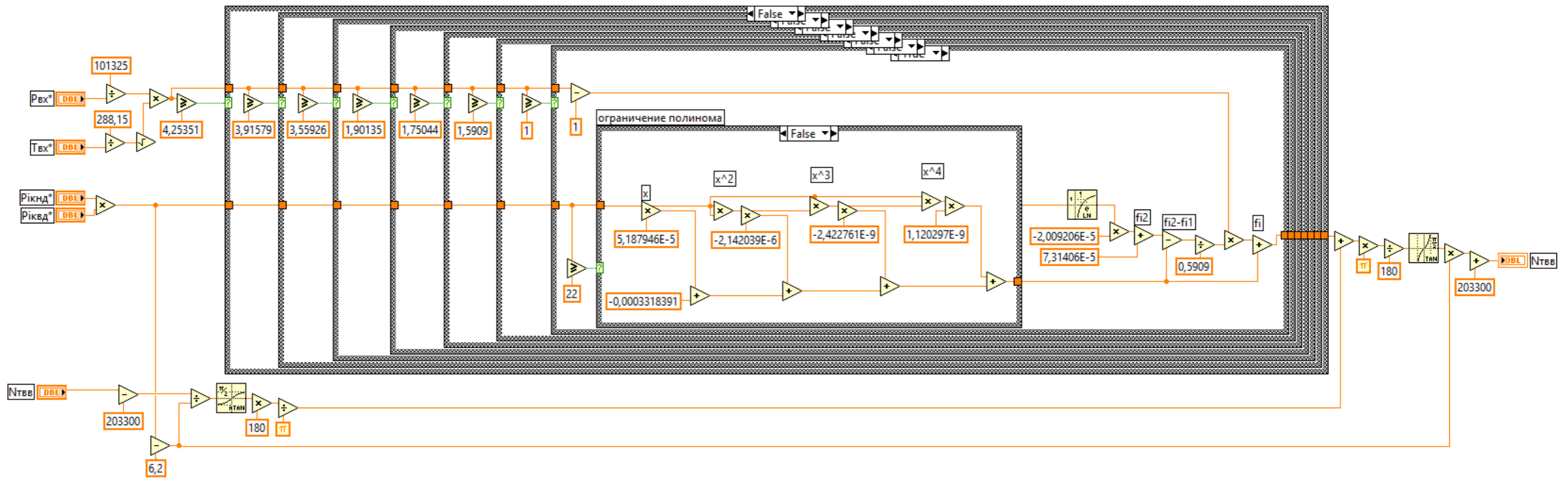


Рисунок 5.6 – Block Diagram «ТВВ - Идентификация.vi»

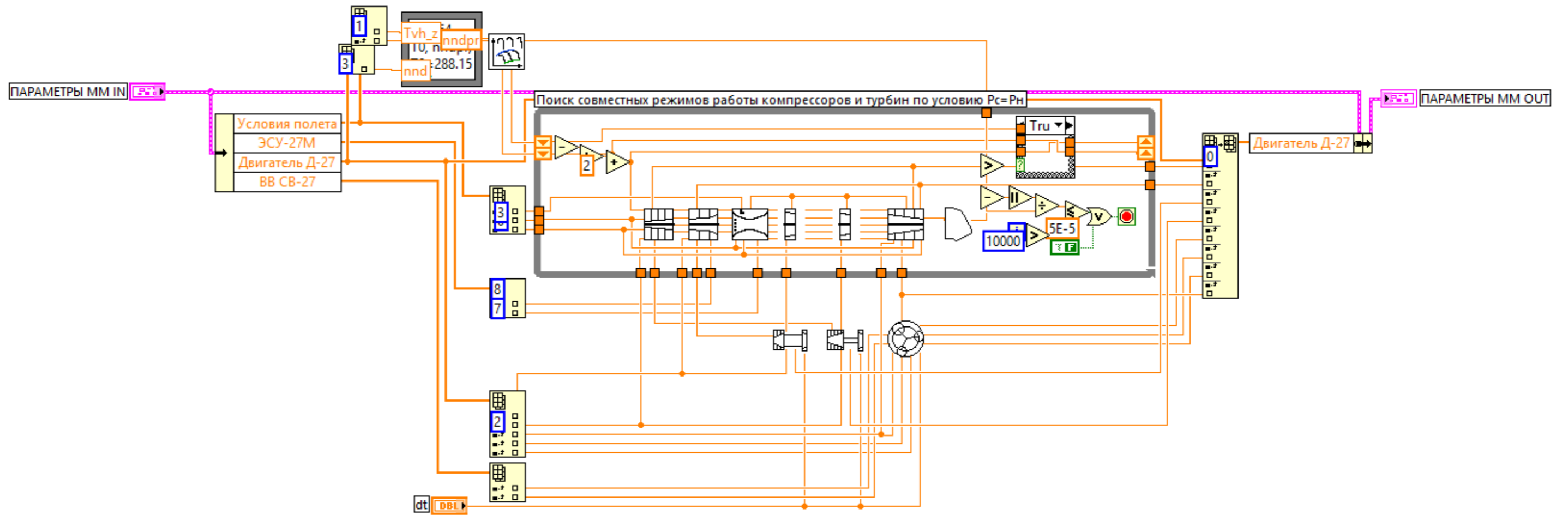


Рисунок 5.7 – Уточненный Block Diagram «Д-27.vi»

Глава 6 Идентификация уточненной поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27

6.1 Идентификация уточненной ММ ТВВД Д-27 в части статических параметров

Качественная оценка ММ, проведенная в Главе 4, показала соответствие поведения ММ ТВВД Д-27 реальному двигателю. Количественная оценка выявила погрешность в расчете основных параметров работы двигателя (G_T и $N_{ТВВ}$), в результате чего ММ ТВВД Д-27 была уточнена (Глава 5). В данной главе результаты отработки уточненной ММ ТВВД Д-27 повторно подвергались сравнению с экспериментальными материалами с целью окончательной идентификации ММ.

По расчетным данным уточненной ММ (см. Таблицу Д.1, Приложение Д) были построены графики в виде зависимостей $G_{Т.мод.ут} = f(\pi_{КС}^*)$ для различных условий полета (см. Рисунки 6.1 – 6.4). На указанные графики были наложены значения расходов топлива в КС СУ №1, №2, №3, №4, измеренных в процессе ЛИ для аналогичных условий полета (полет №640 от 31.10.12).

Анализ графиков показал, что расчетный расход топлива в КС отличается от реального расхода топлива не более среднестатистического отклонения расходов топлива в КС у реальных двигателей.

Анализ сравнения мощностей Рисунок 6.5 (Таблица Д.2), развиваемых ТВВ, по экспериментально-расчетным данным ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко [81] с мощностями, развиваемыми ТВВ, полученными по результатам расчета уточненной ММ ТВВД Д-27, показал следующее:

- на высоте полета $H = 0$ м и при числе Маха $M = 0$ погрешность расчета параметра $N_{ТВВ}$ не превышает $\varepsilon < 0,9$ %, за исключением режима «0,8МП», где погрешность составляет $\varepsilon \approx 1,3$ %;

- на высоте полета $H = 6000$ м и при числе Маха $M = 0,5$ погрешность расчета параметра $N_{\text{ТВВ}}$ не превышает $\varepsilon < 0,63$ %, за исключением режима «МП», где погрешность составляет $\varepsilon \approx 0,95$ %;

- на высоте полета $H = 6000$ м и при числе Маха $M = 0,6$ погрешность расчета параметра $N_{\text{ТВВ}}$ не превышает $\varepsilon < 0,93$ %, за исключением режима «0,2МП», где погрешность составляет $\varepsilon \approx 1,3$ %;

- на высоте полета $H = 6000$ м и при числе Маха $M = 0,7$ погрешность расчета параметра $N_{\text{ТВВ}}$ не превышает $\varepsilon < 0,65$ %, за исключением режимов «0,4МП» и «МП», где погрешность составляет $\varepsilon \approx 1,1$ %;

- на высоте полета $H = 11000$ м и при числе Маха $M = 0,5$ погрешность расчета параметра $N_{\text{ТВВ}}$ не превышает $\varepsilon < 0,8$ %;

- на высоте полета $H = 11000$ м и при числе Маха $M = 0,6$ погрешность расчета параметра $N_{\text{ТВВ}}$ не превышает $\varepsilon < 0,91$ %;

- на высоте полета $H = 11000$ м и при числе Маха $M = 0,7$ погрешность расчета параметра $N_{\text{ТВВ}}$ не превышает $\varepsilon < 1$ %, за исключением режимов «МП» и «ВЗЛЕТ», где погрешность достигает $\varepsilon \approx 5,9$ %.

Учитывая вышеизложенное, можно сказать, что погрешность расчета уточненной ММ в части параметров G_T и $N_{\text{ТВВ}}$ является допустимой для моделирования совместной работы СВВ, двигателя и САУ на СПМ.

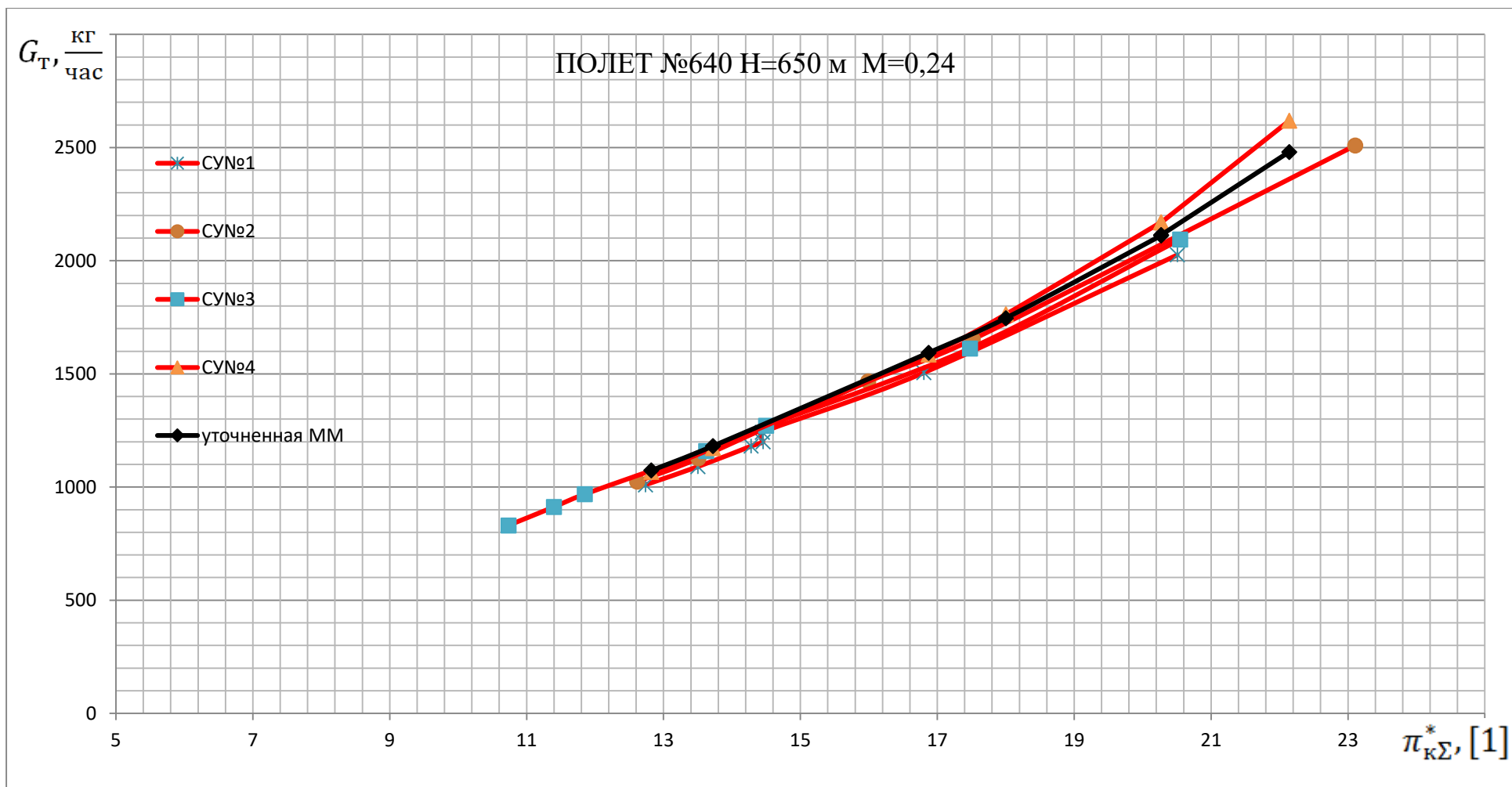


Рисунок 6.1 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №1,2,3,4, измеренных в процессе летных испытаний (полет №640 от 31.10.12), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета уточненной ММ ТВВД Д-27, на высоте $H = 650$ м и при числе Маха $M = 0,24$

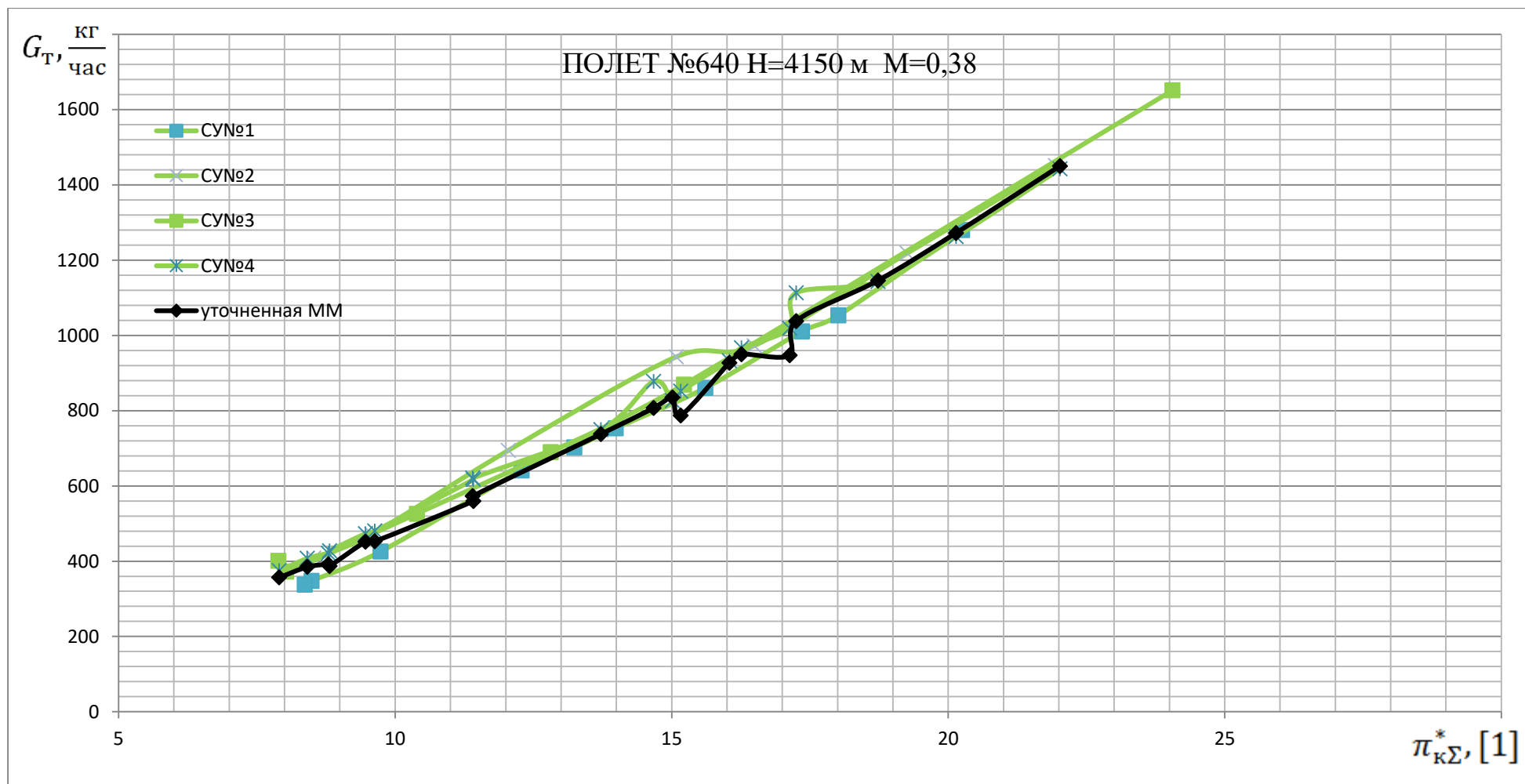


Рисунок 6.2 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №1,2,3,4, измеренных в процессе летных испытаний (полет №640 от 31.10.12), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета уточненной ММ ТВВД Д-27, на высоте $H = 4150$ м и при числе Маха $M = 0,38$

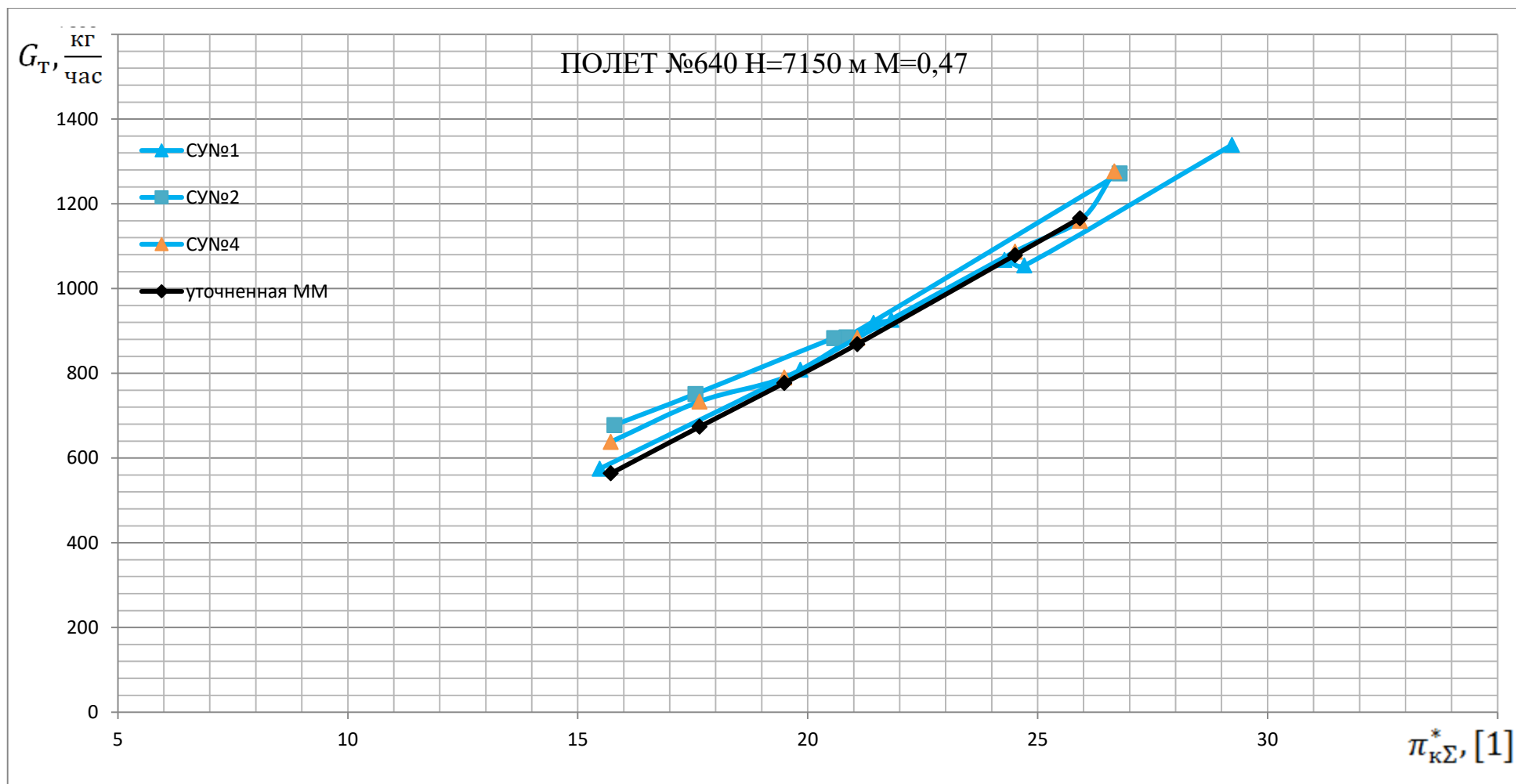


Рисунок 6.3 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №1,2,4, измеренных в процессе летных испытаний (полет №640 от 31.10.12), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета уточненной ММ ТВВД Д-27, на высоте $H = 7150$ м и при числе Маха $M = 0,47$

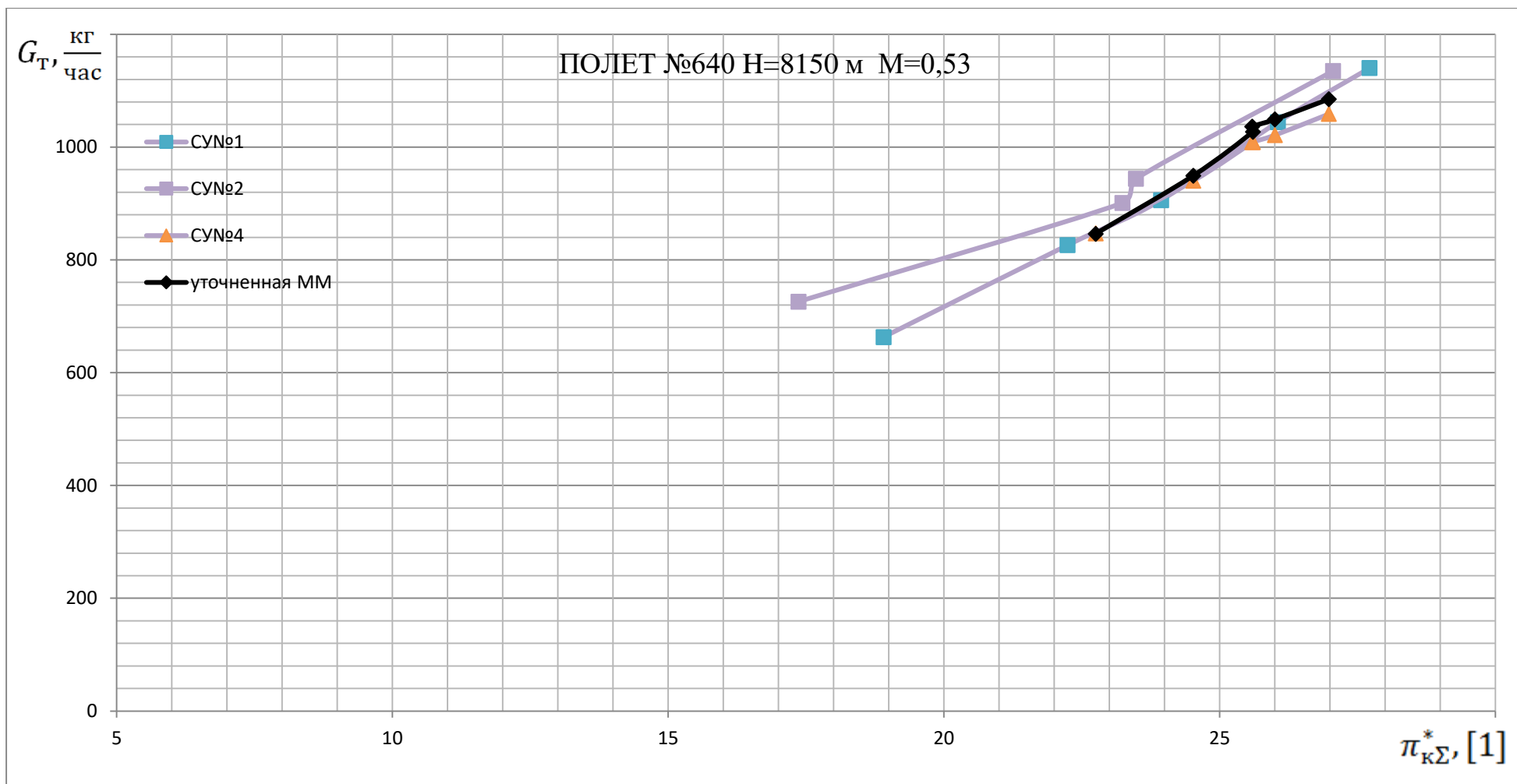


Рисунок 6.4 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №1,2,4, измеренных в процессе летных испытаний (полет №640 от 31.10.12), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета уточненной ММ ТВВД Д-27, на высоте $H = 8150$ м и при числе Маха $M = 0,53$

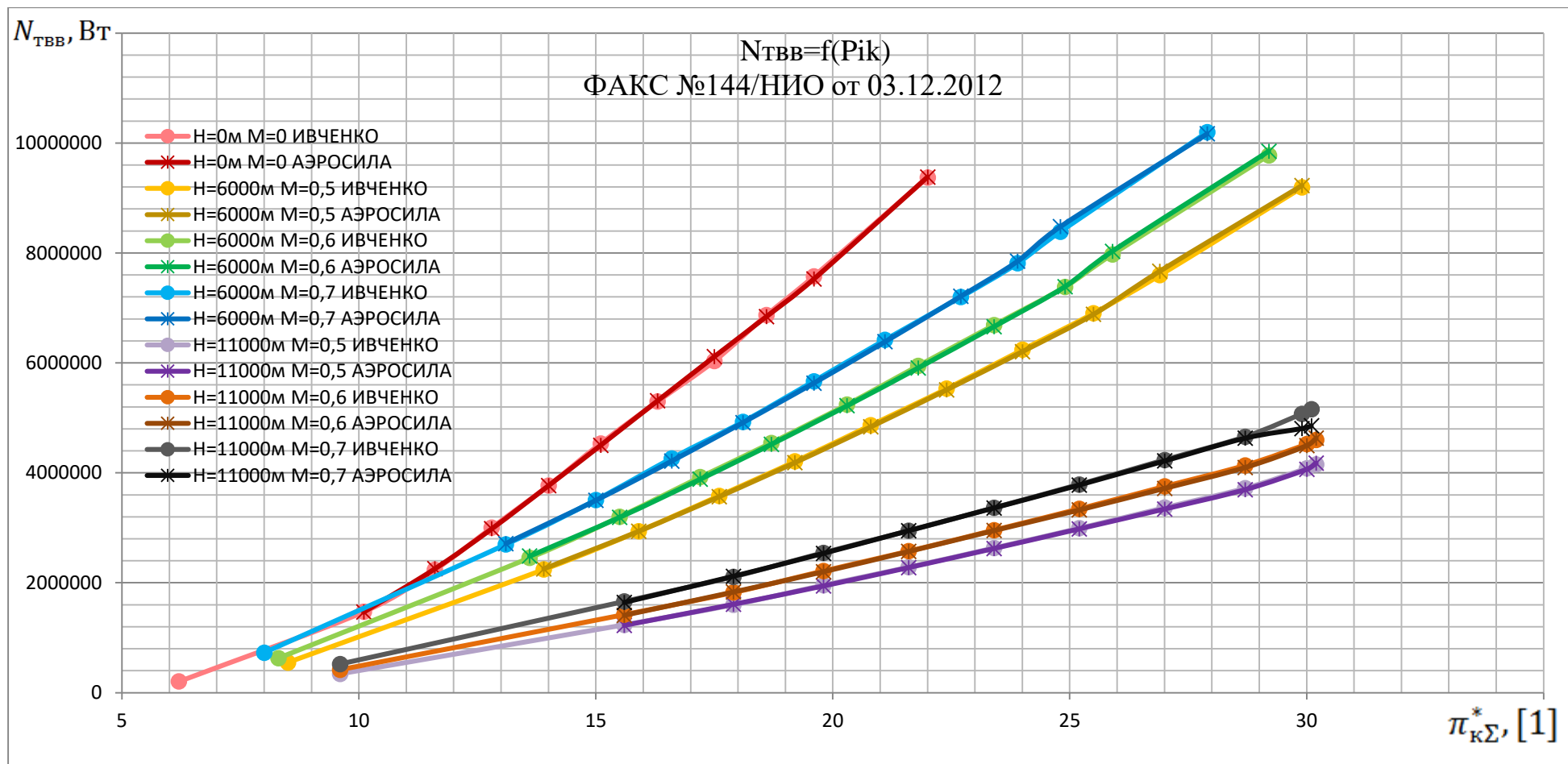


Рисунок 6.5 – Сравнение мощностей, развиваемых ТВВ, по экспериментально-расчетным данным ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с мощностями, развиваемыми ТВВ, полученными по результатам расчета уточненной ММ ТВВД Д-27, в различных условиях полета (параметры атмосферы соответствуют МСА, Факс №330/3485 от 26.06.2013 ОАО «УНПП «Молния» [81])

6.2 Идентификация ММ ТВВД Д-27 в части динамических параметров на стенде полунатурного моделирования в замкнутых каналах управления

После проведения идентификации поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27 в части статических параметров, необходимых для работы на СПМ, была проведена идентификация динамических параметров указанной ММ в замкнутых каналах управления в составе СПМ.

Ввиду отсутствия необходимых экспериментальных данных идентификация проводилась на СПМ путем сравнения динамических характеристик поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27 с динамическими характеристиками КЛДМ Д-27. Для этого КЛДМ Д-27 была реализована в среде LabView в соответствии с Приложением Д к ТЗ на ЭСУ-27М [18]. При проведении моделирования на различных высотах и скоростях полета параметры КЛДМ Д-27 приводились к заданным условиям при помощи формул приведения [83, 84].

Для идентификации динамических характеристик на вход нелинейной поузловой ММ ТВВД Д-27 и КЛДМ Д-27 в замкнутых каналах управления подавались одинаковые ступенчатые возмущения по расходу топлива в КС. Частота вращения ТВВ поддерживалась постоянной путем уравнивания мощности, развиваемой ТВВ, мощностью, потребляемой СВВ. При этом внимание уделялось изменению значений параметров $n_{нд}$ и $n_{вд}$, характеризующих динамические свойства двигателя. Моделирование производилось на различных высотах и скоростях полета (см. Рисунки 6.6 – 6.7).

Результаты моделирования динамических характеристик выявили незначительный астатизм (в пределах 5 %) по параметрам $n_{нд}$ и $n_{вд}$, который не оказывает существенного влияния на динамические свойства двигателя. Динамическая погрешность при сравнении результатов обработки двух ММ находится в пределах 15 %, что является хорошим результатом, учитывая динамическую погрешность КЛДМ на режимах резкого сброса газа, резкой дачи газа, встречной приемистости, а также учитывая наличие заложенного в КЛДМ

влияния динамических свойств системы СВВ - ТВВ (в настоящем процессе моделирования динамические свойства системы СВВ - ТВВ не учитывались, поскольку влияние указанной системы на динамические свойства газогенератора должно рассматриваться в рамках задачи идентификации ММ системы СВВ-САУ-ТВВД).

Учитывая вышеизложенное, можно сказать, что погрешность динамического расчета поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27 в замкнутых каналах управления в части параметров $n_{нд}$ и $n_{вд}$ является допустимой для моделирования совместной работы СВВ, двигателя и САУ на СПМ.

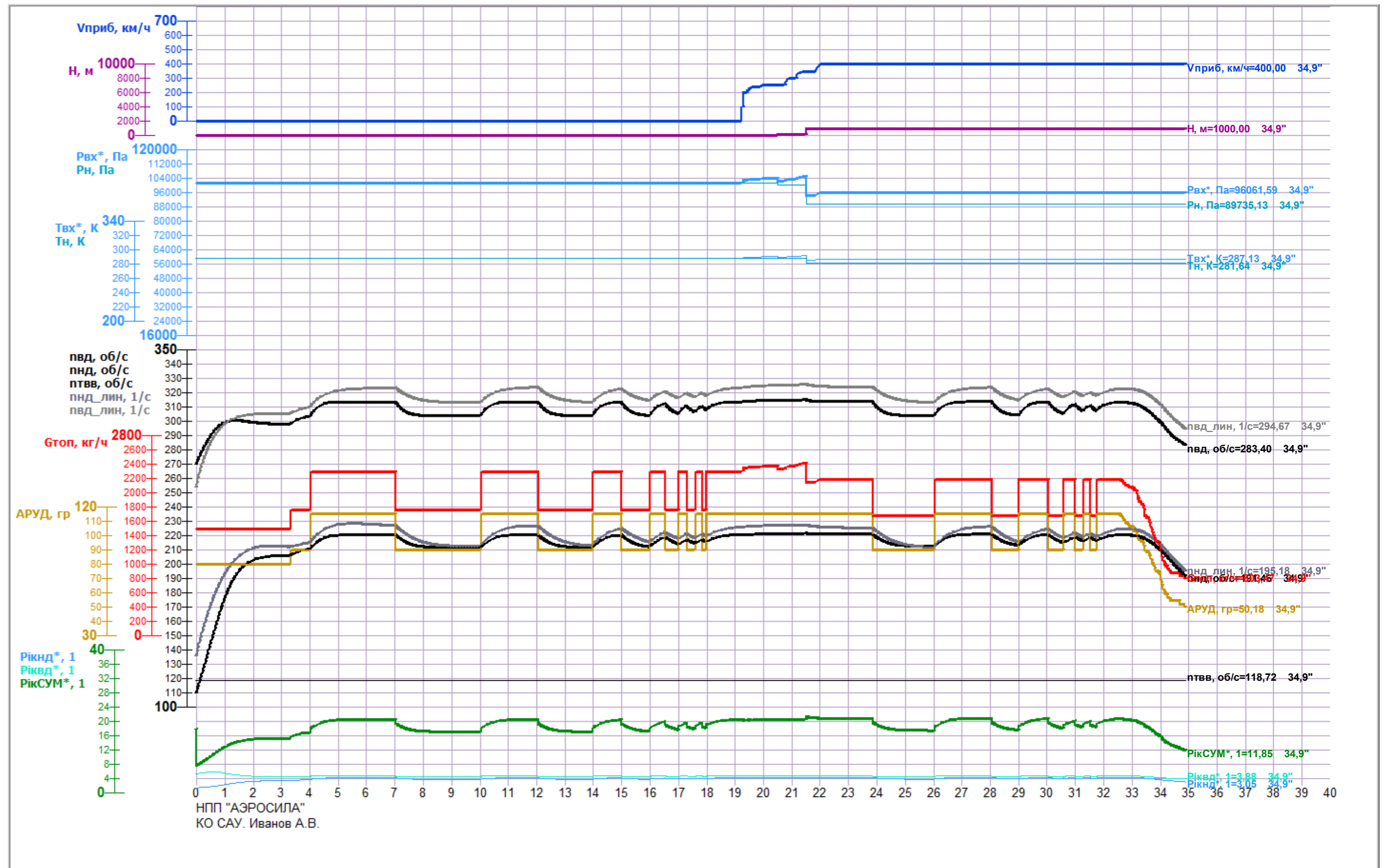


Рисунок 6.6 – Сравнение динамических характеристик нелинейной поузловой ММ ТВВД Д-27 с динамическими характеристиками КЛДМ Д-27

на высоте $H = 0$ м при скорости полета $V_{\text{приб}} = 0 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$ и на высоте $H = 1000$ м при скорости полета $V_{\text{приб}} = 400 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$ (параметры атмосферы соответствуют МСА)



Рисунок 6.7 – Сравнение динамических характеристик нелинейной поузловой ММ ТВВД Д-27 с динамическими характеристиками КЛДМ Д-27

на высоте $H = 6000$ м и на высоте $H = 10000$ м при скорости полета $V_{\text{приб}} = 600 \frac{\text{км}}{\text{ч}}$ (параметры атмосферы соответствуют МСА)

Глава 7 Исследование применения нечеткой логики и генетического алгоритма для нахождения совместной точки работы компрессоров и турбин в поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27

7.1 Актуальность применения генетического алгоритма для нахождения совместной точки работы компрессоров и турбин в поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27

В погоне за углублением детализации свойств моделируемых объектов разработчики постоянно совершенствуют ММ, что неизбежно влечет к усложнению ММ и к увеличению необходимой вычислительной мощности применяемой техники [85]. Переход на поузловую нелинейную ММ ТВВД Д-27 является ярким примером совершенствования ММ двигателя, применяемой на СПМ для испытания СВВ и его САУ.

При проведении испытаний на СПМ необходимо обеспечивать работу всех ММ в режиме реального времени, поскольку параметры ММ оказывают воздействие непосредственно на натурные объекты испытаний. В связи с этим большое внимание уделяется оптимизации расчета ММ и повышению скорости вычислений.

Наиболее значимым в плане оптимизации местом в ММ ТВВД Д-27 является процесс нахождения совместной точки работы компрессоров и турбин, требующий многократного последовательного пересчета термодинамической модели газогенератора (см. Рисунок 2.2). Как отмечалось ранее, в настоящее время используется метод последовательного приближения путем половинного деления. Так как целью последовательного приближения является нахождение минимума разности $|P_c - P_n|$, то для решения указанной задачи могут быть применены различные оптимизационные методы.

Сегодня при разработках ПО в системах искусственного интеллекта, искусственных нейронных сетях и для решения задач оптимизации в различных областях науки и техники широкое применение находят генетические алгоритмы

(ГА). Применение ГА для решения задач в области авиационных ГТД рассмотрено в [86, 87, 88, 89, 90, 91].

ГА возникли в результате наблюдения и попыток воспроизведения естественных процессов, происходящих в мире живых организмов, в частности, эволюции и связанной с ней селекции (естественного отбора) популяций живых существ [92]. В основе ГА лежит принцип поиска наиболее приспособленной особи с помощью механизмов естественного отбора и генетического наследования, применяемых к исходной популяции особей.

Блок-схема типового ГА приведена на Рисунке 7.1 [92].

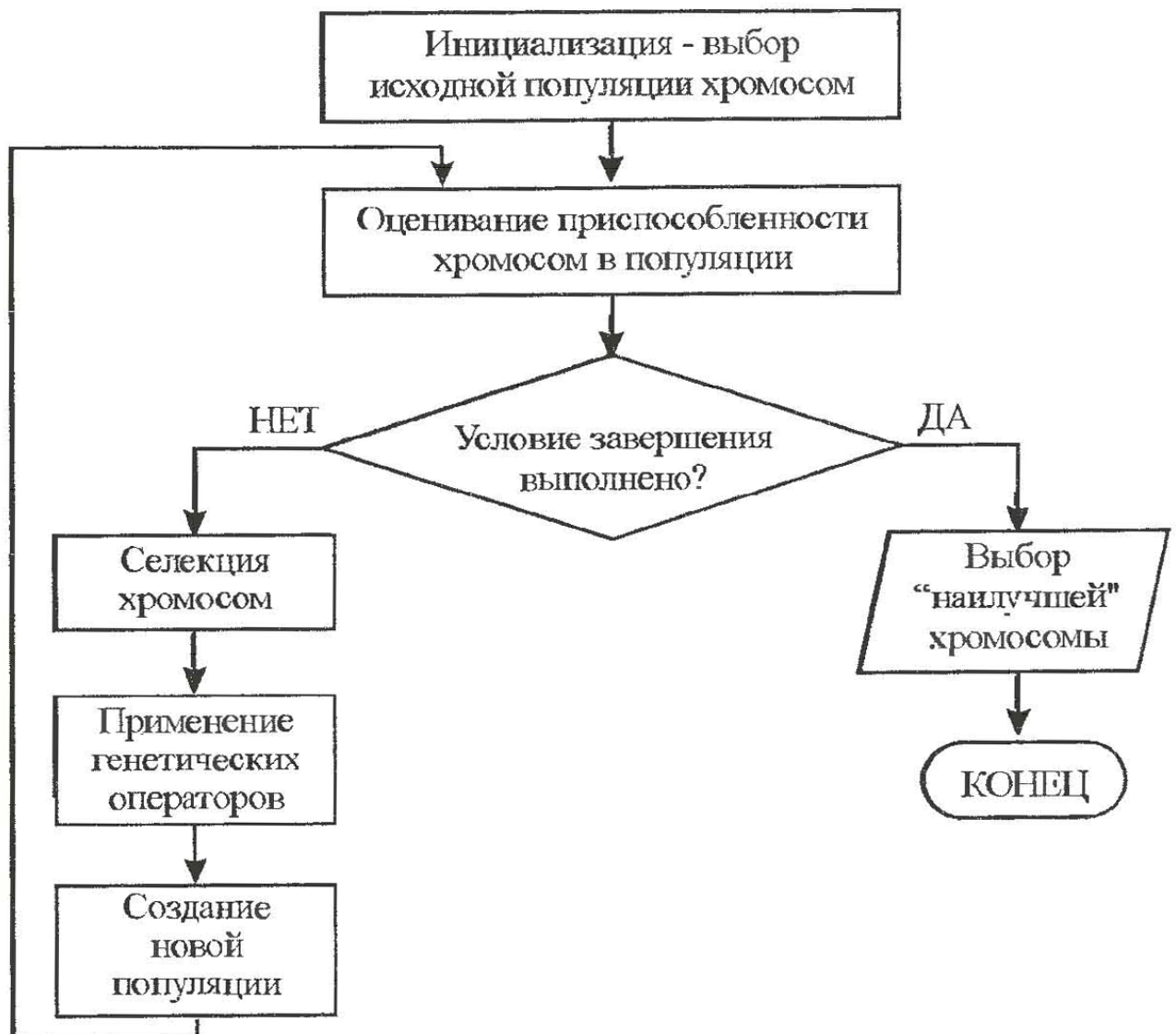


Рисунок 7.1 – Блок-схема типового генетического алгоритма







Так как ГА является современным методом решения задач оптимизации, он может быть применен в ММ ТВВД Д-27 для нахождения совместной точки работы компрессоров и турбин. Оценка эффективности ГА для решения обозначенной задачи может быть дана только его после апробации.

7.2 Реализация генетического алгоритма в среде LabView совместно с поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27 для нахождения совместной точки работы компрессоров и турбин

Для нахождения совместной точки работы компрессоров и турбин при помощи ГА последний был реализован в среде LabView совместно с поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27 (см. Рисунок 7.2).

Реализованный ГА работает в соответствии с блок-схемой, представленной на Рисунке 7.1.

На Рисунках 7.3 – 7.8 представлен программный код основных модулей (подпрограмм), составляющих ГА:

- «Создание исходной популяции.vi», обозначаемый пиктограммой ;
- «Вычисление фенотипа.vi», обозначаемый пиктограммой ;
- «Максимальная разность $P_c - P_n$.vi», обозначаемый пиктограммой ;
- «Функция приспособленности.vi», обозначаемый пиктограммой ;
- «Отбор особей.vi», обозначаемый пиктограммой ;
- «Скрещивание особей.vi», обозначаемый пиктограммой .

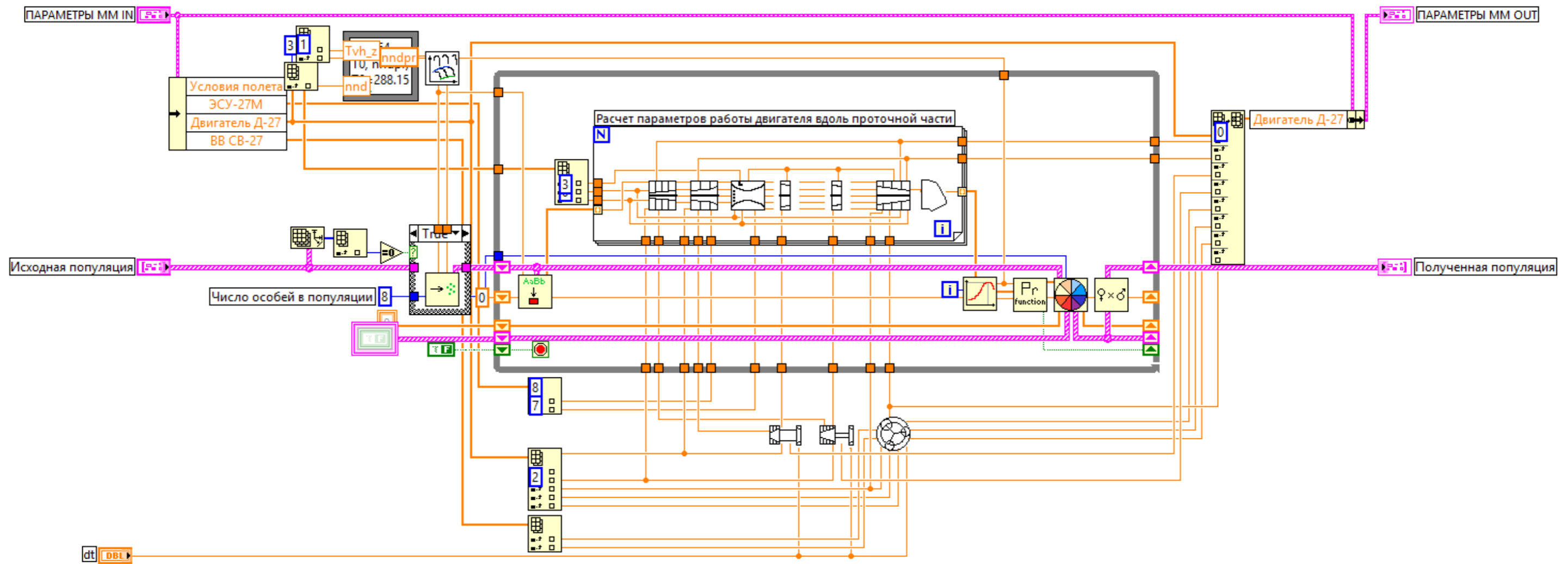


Рисунок 7.2 – Block Diagram «Д-27.vi» с применением генетического алгоритма для нахождения совместной точки работы компрессоров и турбин

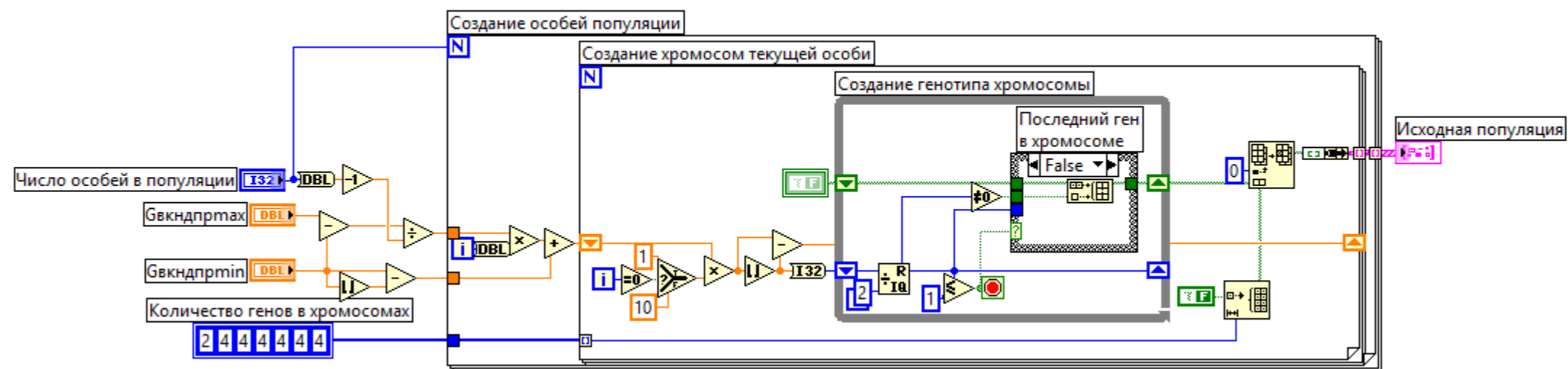


Рисунок 7.3 – Block Diagram «Создание исходной популяции.vi»

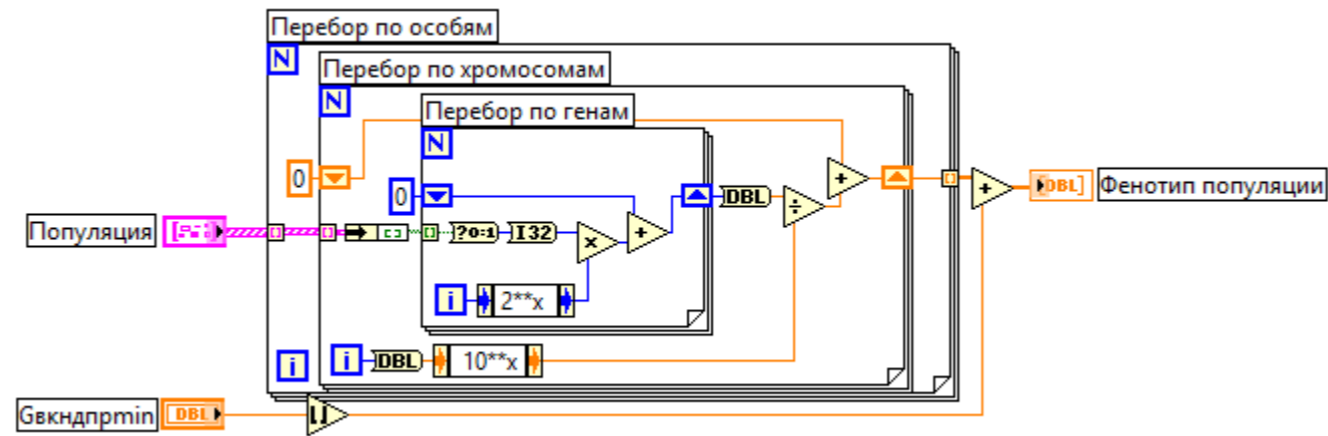


Рисунок 7.4 – Block Diagram «Вычисление фенотипа.vi»

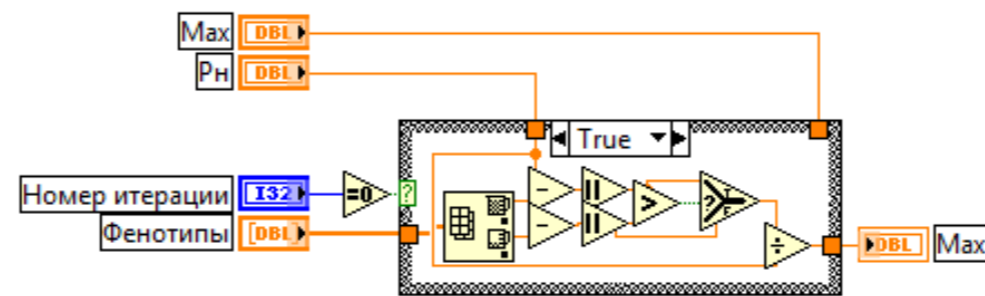


Рисунок 7.5 – Block Diagram «Максимальный фенотип.vi»

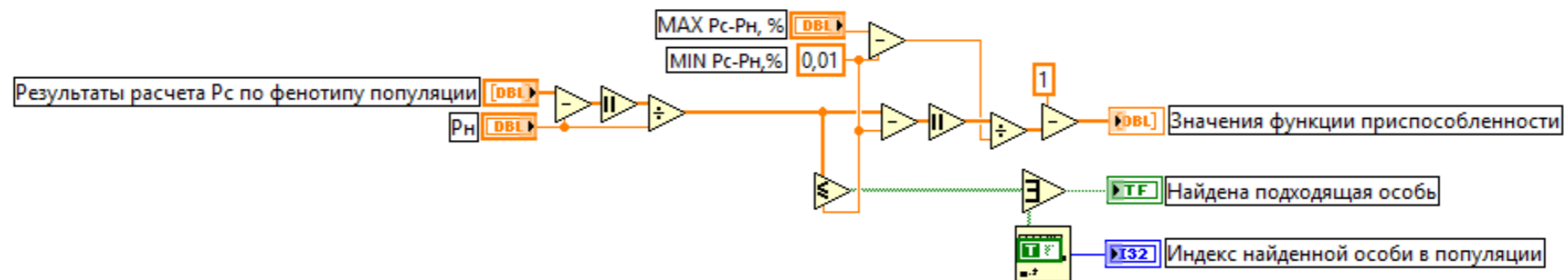


Рисунок 7.6 – Block Diagram «Функция приспособленности.vi»

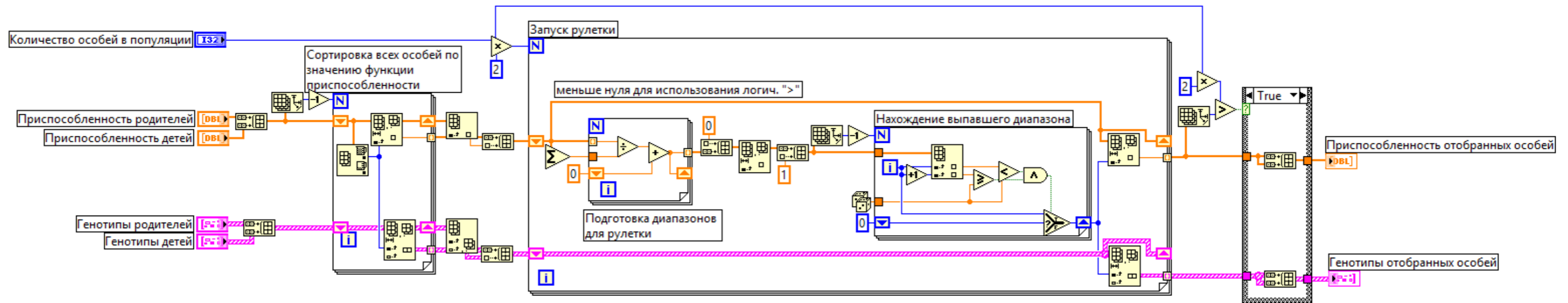


Рисунок 7.7 – Block Diagram «Отбор особей.vi»

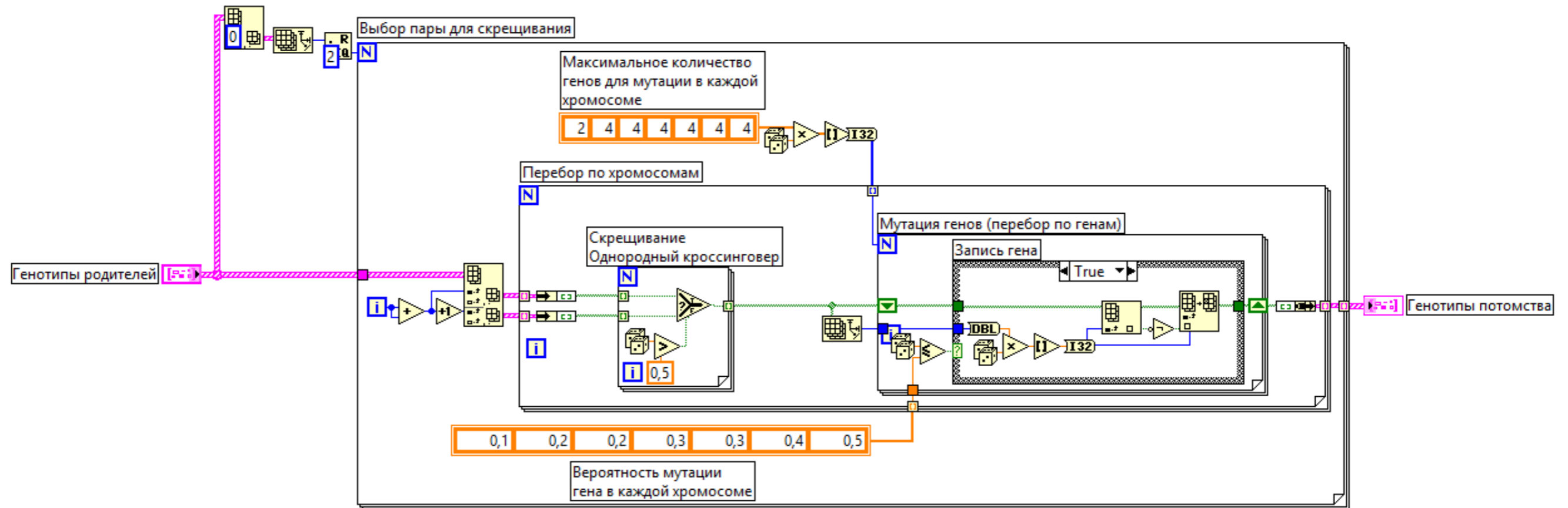


Рисунок 7.8 – Block Diagram «Скрещивание особей.vi»

Подпрограмма «Создание исходной популяции.vi» создает заданное количество особей исходной популяции. Каждая особь популяции несет в себе закодированное значение (фенотип) приведенного массового расхода воздуха через КНД $G_{в.кнд.пр}$.

Кодирование значения указанного параметра происходит при помощи хромосом. Информация в хромосоме представлена в виде генов. Каждый ген кодируется логической переменной и может иметь два значения: «True» или «False». Количество генов в хромосоме выбирается исходя из требуемого количества вариантов представления хромосомы.

Так как при кодировании информации в хромосоме происходит ее дискретизация, то точность ГА зависит от количества генов в хромосоме. В виду неудобства обработки информации, представленной в виде большого количества генов (около 24) в одной хромосоме целесообразным является разбиение генов по нескольким хромосомам.

В данной работе принято следующее хромосомное представление особи. Каждая хромосома особи кодирует определенный разряд дробного числа (см. Рисунок 7.9). Так как используется десятичная система исчисления, то каждая хромосома, кодирующая дробные разряды числа, должна иметь десять вариантов возможного представления. Поэтому указанные хромосомы содержат четыре гена (шестнадцать вариантов кодирования для требуемых десяти вариантов).

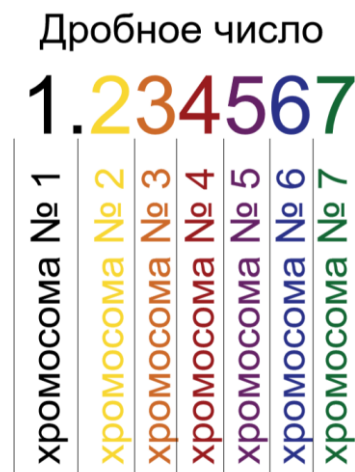


Рисунок 7.9 – Кодирование дробного числа в хромосомах

Однако первая хромосома, кодирующая целую часть дробного числа, представлена только двумя генами. Это вызвано тем, что целая часть дробного числа является относительной и показывает насколько кодируемый приведенный массовый расход воздуха через КНД выше минимально возможного на текущей частоте вращения ротора НД. Так как разность между максимальным и минимальными возможными приведенными расходами воздуха через КНД для текущей частоты вращения ротора НД не превышает $2 \frac{\text{кг}}{\text{с}}$, то для кодирования целой части дробного числа необходимо иметь всего три варианта представления. Поэтому указанная хромосома кодируется двумя генами (четыре варианта кодирования для требуемых трех). Дробная же часть числа является абсолютной.

Для достижения необходимой точности расчета необходимо находить значение параметра $G_{\text{в.кнд.пр}}$ с точностью в шестом разряде дробной части. Следовательно общее количество хромосом одной особи должно быть не менее семи.

Рассмотренный вариант хромосомного представления особи является оптимальным, так как операции скрещивания и мутации, применяемые к отдельным хромосомам, воздействуют фактически на определенный разряд дробного числа, что дает возможность сохранить старшие разряды в виде хромосом доминантных особей, участвующих в последующих операциях скрещивания. При представлении дробного числа в виде меньшего количества хромосом применение операций скрещивания и мутации приводило бы к изменению нескольких разрядов дробного числа и к ухудшаемости выявления доминантных хромосом.

При создании особей исходной популяции последние получают фенотипы – значения $G_{\text{в.кнд.пр}}$, равномерно распределенные между минимальным и максимальным возможными значениями $G_{\text{в.кнд.пр}}$ при текущей частоте вращения ротора НД (см. Рисунок 7.10). Равномерно распределенные значения фенотипов исходной популяции помогают уменьшить эволюционный путь развития благодаря широкому разнообразию приспособляемости исходных особей: в результате

скрещивания наиболее приспособленных особей улучшается приспособляемость их потомства.

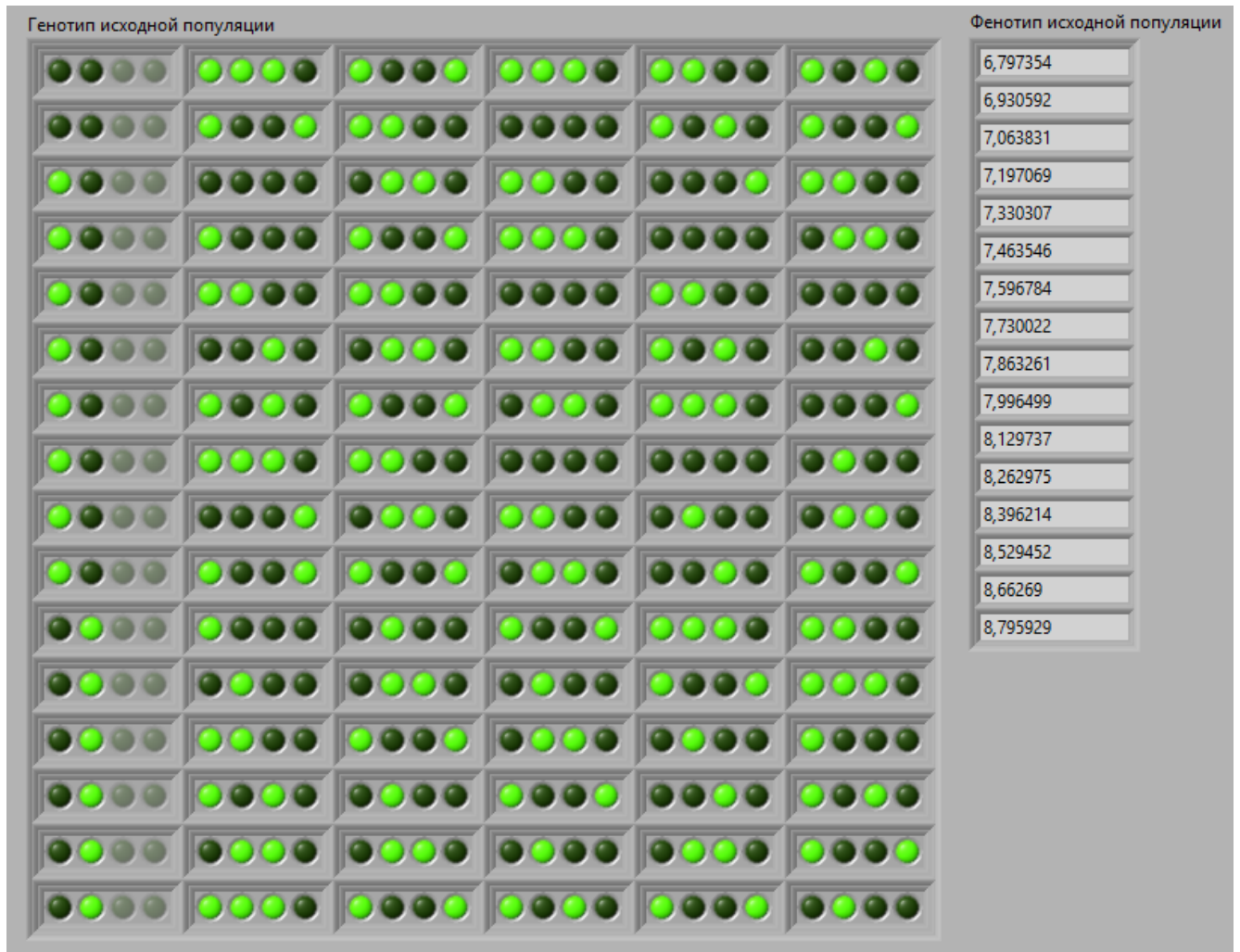


Рисунок 7.10 – Генотип и фенотип исходной популяции

Подпрограмма «Создание исходной популяции.vi» выполняется только при первом обращении к программе «Д-27.vi». Для сокращения эволюционного процесса и увеличения скорости поиска наиболее приспособленной особи при втором и последующих вызовах программы «Д-27.vi» в ГА участвуют особи последней полученной популяции (потомки).

Подпрограмма «**Вычисление фенотипа.vi**» производит преобразование генотипа каждой особи в соответствующий ему фенотип – значение $G_{в.кнд.пр}$, по которому происходит расчет термодинамической модели газогенератора.

Подпрограмма «**Максимальная разность $P_c - P_H$.vi**» находит максимально возможное значение выражения $\frac{|P_c - P_H|}{P_H}$, используемое в дальнейшем подпрограммой «**Функция приспособленности.vi**» для расчета значений приспособленности для каждой особи.

Подпрограмма «**Функция приспособленности.vi**», используя значения P_c^* , рассчитанные по фенотипу каждой особи, определяет приспособленность каждой особи к выживанию (размножению). Значение функции приспособленности может находиться в диапазоне чисел от нуля до единицы. Наиболее приспособленной считается особь, соответствующая минимальному значению выражения $\frac{|P_c - P_H|}{P_H}$ (максимальному значению функции приспособленности), наименее приспособленной – максимальному значению выражения $\frac{|P_c - P_H|}{P_H}$ (минимальному значению функции приспособленности). Для вычисления функции приспособленности и перехода от задачи минимизации к задаче максимизации используется следующая формула:

$$Pr = \frac{\left(\frac{|P_c - P_H|}{P_H}\right)_{\text{тек.особи}} - \left(\frac{|P_c - P_H|}{P_H}\right)_{\min}}{\left(\frac{|P_c - P_H|}{P_H}\right)_{\max} - \left(\frac{|P_c - P_H|}{P_H}\right)_{\min}}, \quad (7.1)$$

где Pr – значение функции приспособленности, 1;

$\left(\frac{|P_c - P_H|}{P_H}\right)_{\text{тек.особи}}$ – значение выражения для текущей особи, 1;

$\left(\frac{|P_c - P_H|}{P_H}\right)_{\min}$ – минимально возможное значение выражения для текущей частоты вращения ротора НД, 1;

$\left(\frac{|P_c - P_H|}{P_H}\right)_{\max}$ – максимально возможное значение выражения для текущей частоты вращения ротора НД, 1.

Подпрограмма «**Отбор особей.vi**» производит разбиение особей на пары для скрещивания (селекция особей), используя метод «рулетки» [92]. При использовании метода «рулетки» особь с максимальным значением функции приспособленности обладает максимальной вероятностью скрещивания и может участвовать в скрещивании многократно. Особь с минимальным значением функции приспособленности обладает минимальной вероятностью скрещивания и может не участвовать в процессе скрещивания вовсе. Однако метод «рулетки» не исключает возможности скрещивания особей, обладающих максимальным и минимальным значениями функции приспособленности. Таким образом, метод «рулетки», с одной стороны, обеспечивает быструю сходимость популяции (поиск локального максимума функции приспособленности) путем отбора особей для скрещивания, обладающих наилучшим генофондом, а с другой – предотвращает преждевременную сходимость благодаря возможности скрещивания с особями, обладающими наихудшим генофондом. Благодаря этому метод «рулетки» является наиболее оптимальным для решения поставленной задачи по сравнению с другими методами селекции (панмиксия, инбридинг, аутбридинг, турнирный метод, ранговая селекция), описание которых приводится в [92, 93].

Для предотвращения потерь особей с наилучшим генофондом селекция производится из общего количества особей, включающих в себя детей и родителей. Таким образом производится постепенное удаление из популяции особей потомства, имеющих генотип хуже, чем у родителей.

Подпрограмма «**Скрещивание особей.vi**» производит скрещивание двух отобранных родителей для получения генотипа потомка. У двух родителей в результате размножения получается один ребенок. Так как количество скрещиваний в два раза больше исходного числа особей в популяции, то число детей (потомства) равно числу особей в исходной популяции. Таким образом обеспечивается постоянство числа особей в популяции.

Создание генотипа ребенка, получающегося при размножении родителей, осуществляется при помощи однородного кроссинговера [93]: на позицию текущего гена ребенка равновероятно выбирается ген отца или ген матери,

находящиеся на той же позиции в той же хромосоме. Такой метод скрещивания показал себя как наиболее эффективный для решения обозначенной задачи.

После применения операции скрещивания к генотипу полученного ребенка применяется операция мутации, в ходе которой выбранное число генов в хромосоме мутирует с заданной вероятностью. Общее количество возможных мутаций генов и вероятность мутации гена задаются индивидуально для каждой хромосомы исходя из условия сохранения доминантного генофонда: чем выше значимость хромосомы (разряд двоичного числа), тем меньше вероятность мутации генов в ней.

7.3 Результаты работы генетического алгоритма в поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27 для нахождения совместной точки работы компрессоров и турбин

Работа ГА была проверена при различных значениях выражения $\left(\frac{|P_c - P_n|}{P_n}\right)_{min}$, различном числе особей в популяции и различных вероятностях мутации генов в каждой хромосоме. В процессе моделирования фиксировалось количество произведенных итераций – последовательных пересчетов термодинамической модели газогенератора. Результаты отработки наиболее оптимальной конфигурации ГА представлены на Рисунках 7.11 – 7.15.

По результатам моделирования видно, что при точности расчета $\frac{|P_c - P_n|}{P_n} \leq 0,01$ ГА производит недопустимо большое количество итераций для каждой расчетной точки переходного процесса. При указанной точности расчета метод дихотомии производит от 10 до 16 итераций. Кроме того, ГА является относительно нестабильным методом расчета – количество итераций, необходимое для нахождения однотипных расчетных точек может отличаться на несколько порядков.

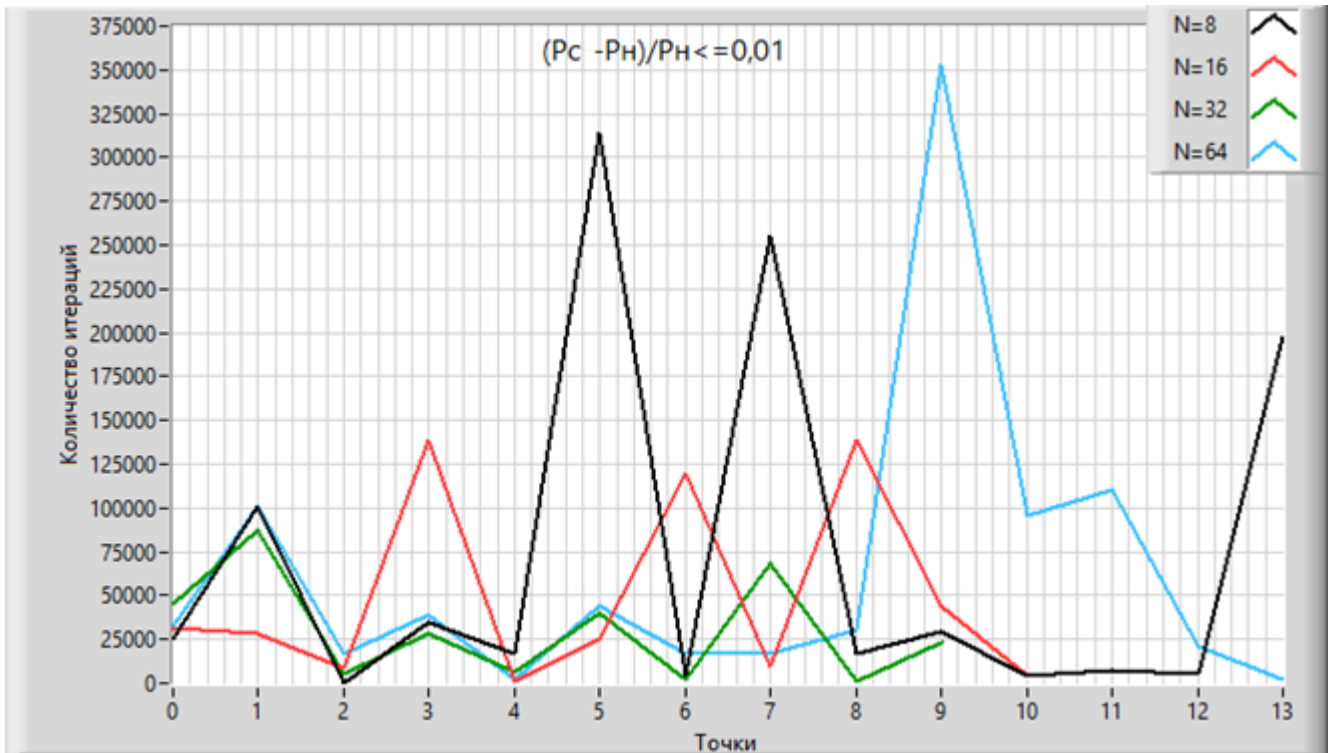


Рисунок 7.11 – Результат обработки ГА при значении выражения $\frac{|P_c - P_n|}{P_n} \leq 0,01$ и различном числе особей в популяции

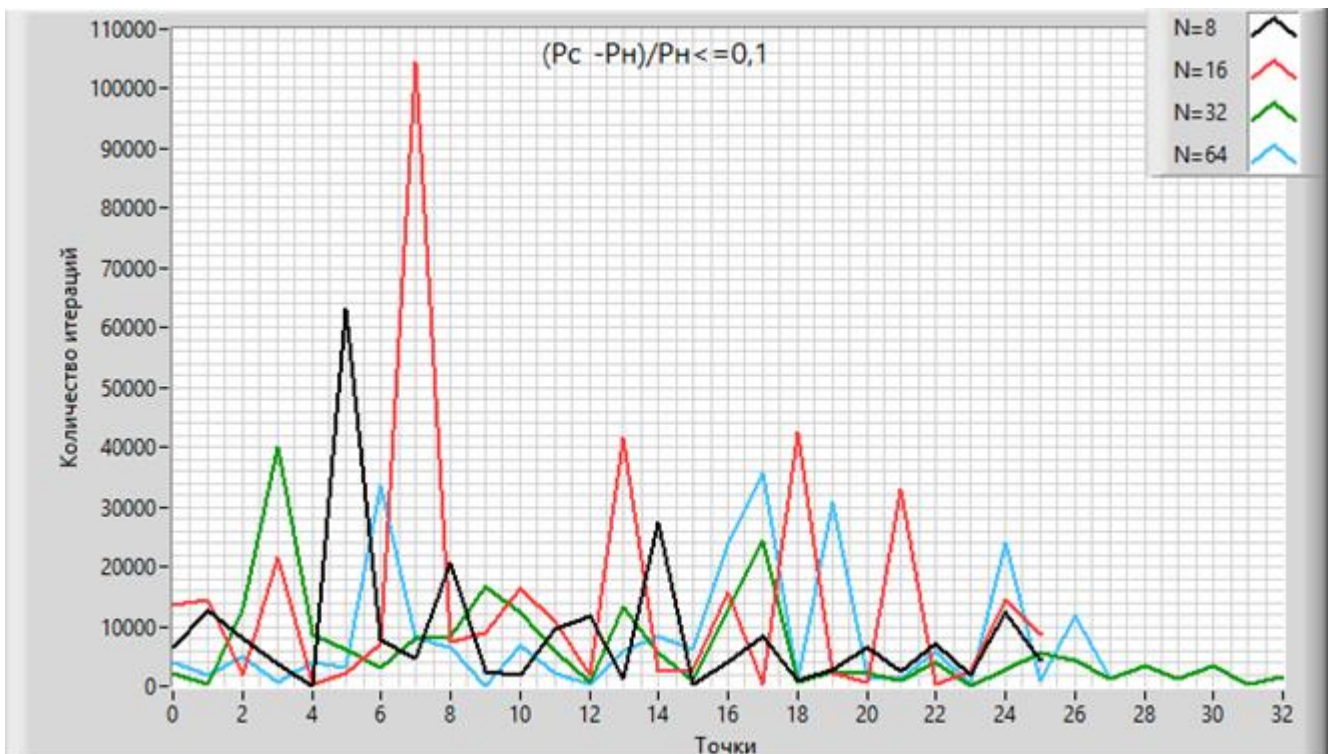


Рисунок 7.12 – Результат обработки ГА при значении выражения $\frac{|P_c - P_n|}{P_n} \leq 0,1$ и различном числе особей в популяции

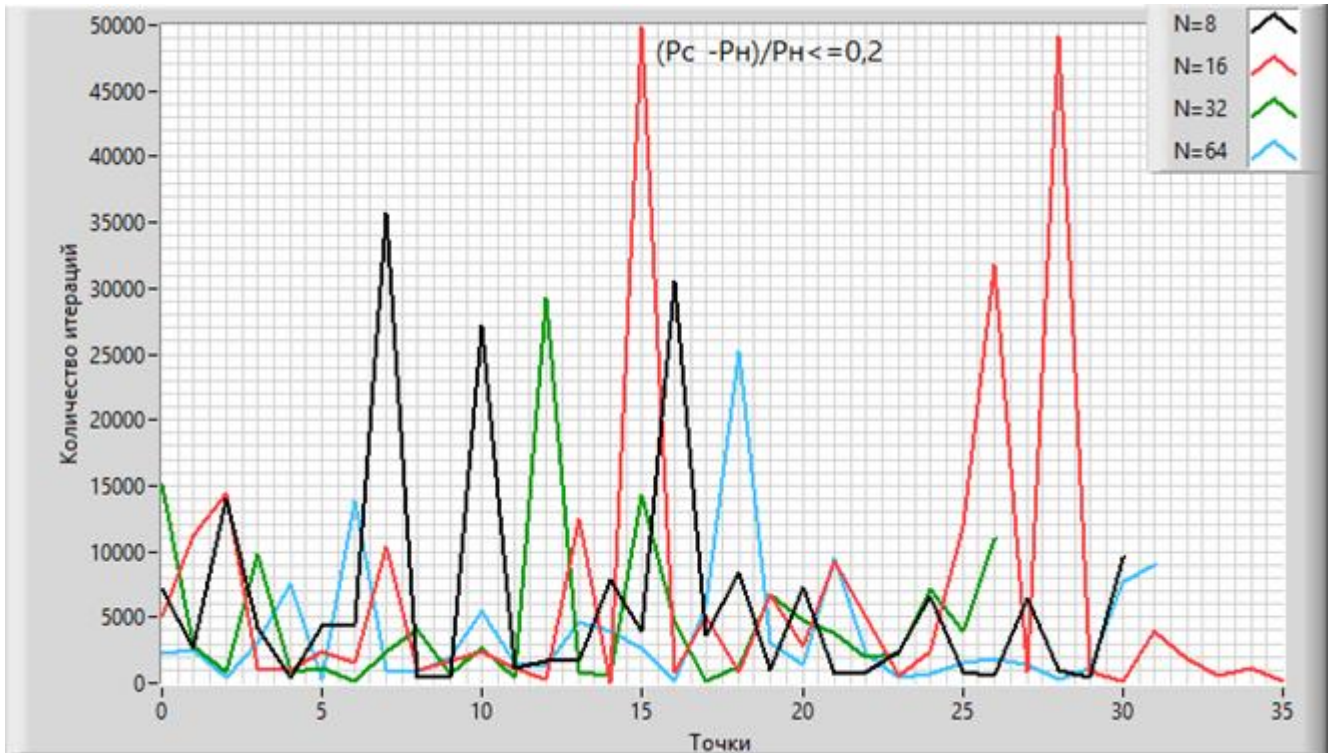


Рисунок 7.13 – Результат обработки ГА при значении выражения $\frac{|P_c - P_n|}{P_n} \leq 0,2$ и различном числе особей в популяции

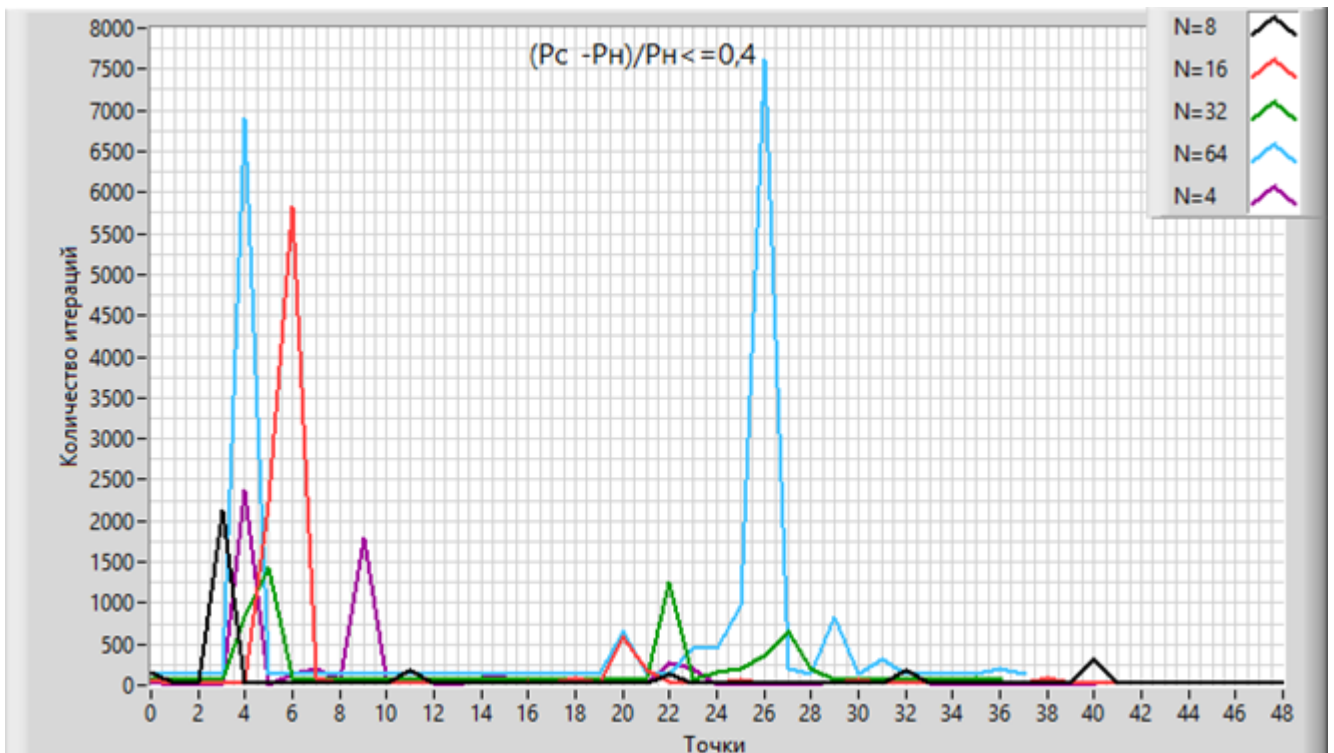


Рисунок 7.14 – Результат обработки ГА при значении выражения $\frac{|P_c - P_n|}{P_n} \leq 0,4$ и различном числе особей в популяции

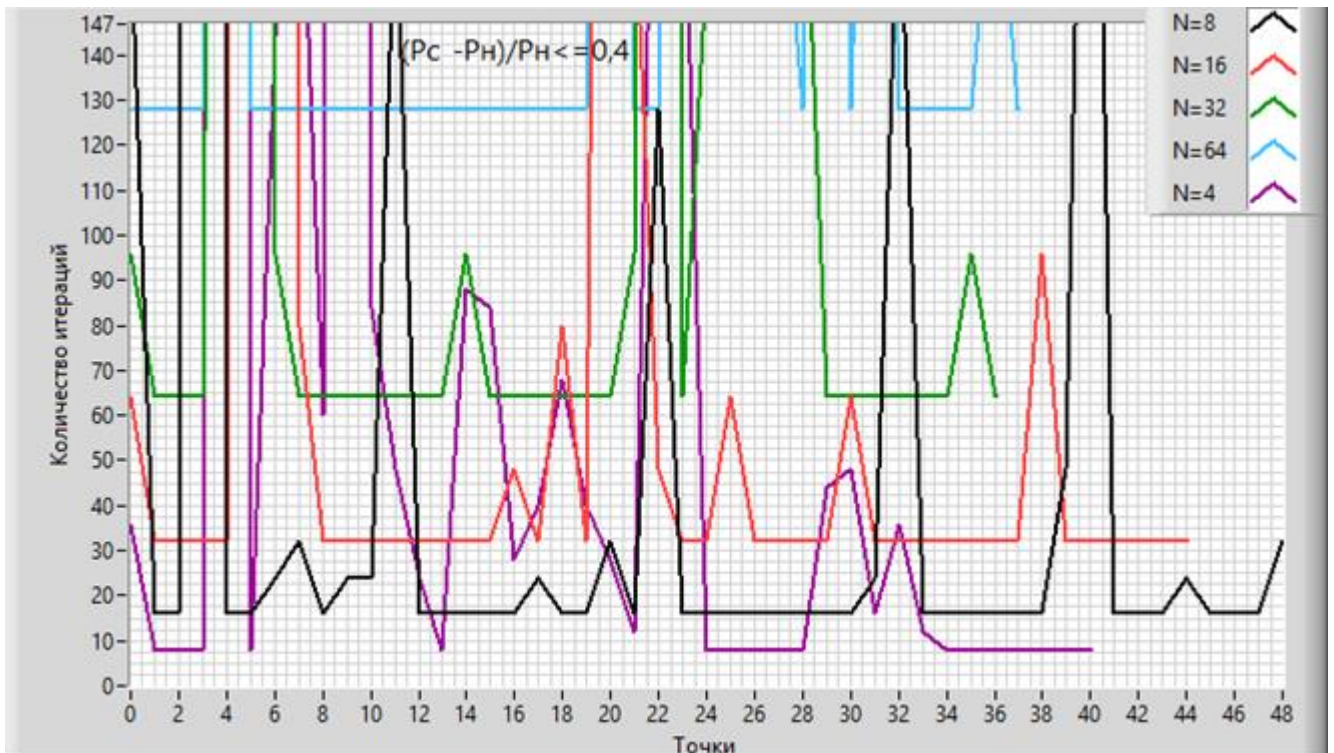


Рисунок 7.15 – Результат обработки ГА при значении выражения $\frac{|P_c - P_n|}{P_n} \leq 0,4$ и различном числе особей в популяции (укрупненный масштаб)

Значительное увеличение скорости расчета наблюдается только при уменьшении точности расчета до значения выражения $\frac{|P_c - P_n|}{P_n} \leq 0,4$. В этом случае максимальной скорости расчета удастся достигнуть при минимальном числе особей в популяции: четыре особи в популяции позволяют найти искомое решение при совершении восьми итераций пересчета термодинамической модели газогенератора. Данное обстоятельство объясняется тем, что для нахождения искомой точки расчета необходимо совершать минимально один эволюционный процесс (одно размножение особей популяции), поэтому минимальное количество итераций будет в два раза превышать число особей в популяции, что делает нецелесообразным дальнейшее увеличение числа особей в популяции (см. Рисунок 7.15).

При точности расчета, соответствующей значению выражения $\frac{|P_c - P_n|}{P_n} \leq 0,4$, ГА оказывается сравним по эффективности с методом дихотомии, производящим в этом случае от 5 до 11 итераций. Однако нестабильность ГА приводит к

увеличенному количеству итераций при расчете некоторых «выпадающих» точек (см. Рисунок 7.14).

На основании вышеизложенного можно сказать, что применение ГА для нахождения совместной точки работы компрессоров и турбин в поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27 является неэффективным решением [94].

Глава 8 Аprobация поузловой ММ ТВВД на стенде полунатурного моделирования при испытаниях агрегатов САУ СВВ в замкнутых каналах управления

8.1 Результаты аprobации поузловой ММ ТВВД Д-27 в замкнутых каналах управления на стенде полунатурного моделирования

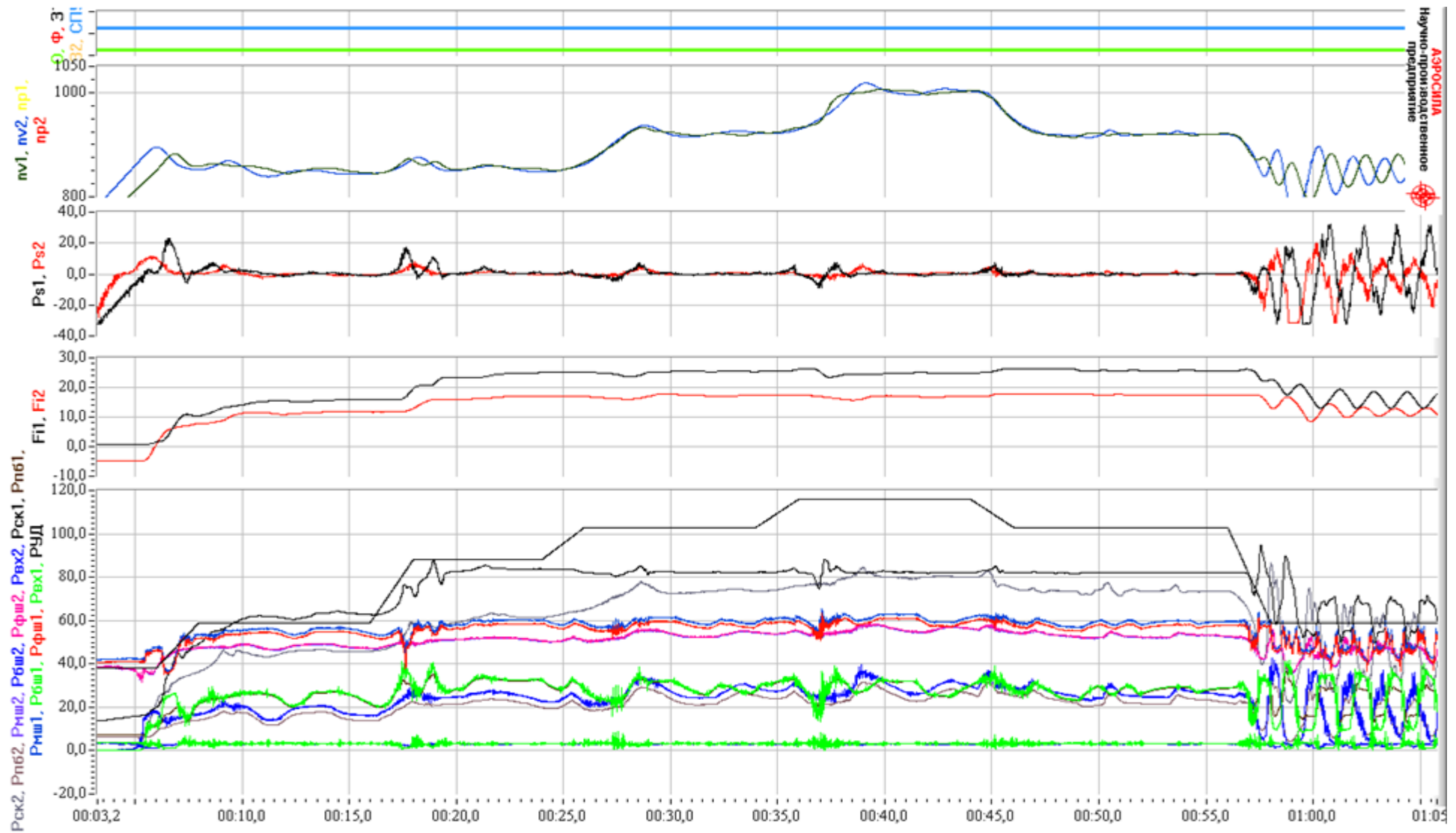
Для аprobации поузловой ММ ТВВД Д-27 на стенде полунатурного моделирования 311ПР ОАО «НПП «Аэросила» были проведены функциональные испытания винтовентилятора СВ-27 на основной САУ (см. Рисунки 8.1 – 8.3) и резервной (гидромеханической) САУ (см. Рисунки 8.4 – 8.5) в замкнутых каналах управления. При этом имитировались различные переходные процессы силовой установки с дачей и сбросом газа в диапазоне режимов ЗМГ-ВЗЛЕТ.

Кроме того, поузловая ММ ТВВД Д-27 в замкнутых каналах управления прошла аprobацию в ходе испытаний гидромеханического регулятора РСВ-27 на СПМ 311ПР по программе эквивалентно-циклических испытаний (см. Рисунок 8.6).

8.2 Результаты аprobации поузловой ММ ТВД ТВ7-117СТ на стенде имитационного моделирования

На базе разработанной универсальной математической модели ТВВД была построена поузловая ММ ТВД ТВ7-117СТ [95], которая была идентифицирована АО «Климов» [96] и также прошла аprobацию в системе имитационного моделирования, являющейся составной частью стенда полунатурного моделирования. В результате аprobации проведен ряд испытаний для формирования и отработки алгоритмов САУ воздушного винта АВ112 [97, 98]. Примеры результатов испытаний представлены на Рисунках 8.7 – 8.8.

В заключении главы можно отметить, что технология полунатурных испытаний агрегатов САУ СВВ в замкнутых каналах управления с применением поузловой ММ ТВВД дает высокую сходимость результатов полунатурных испытаний с результатами реальных испытаний СВВ в составе ТВВД, обеспечивает полноценное взаимодействие математической модели ТВВД с электронной системой управления. Реализация испытаний САУ СВВ в замкнутых каналах управления на стендах полунатурного моделирования с применением поузловых ММ ТВВД раскрывает огромный спектр возможностей для выбора и отработки алгоритмов и законов управления СВВ на режимах реверса, прямой тяги, в условиях отказных ситуаций, во всех ожидаемых условиях эксплуатации по скорости и высоте полета.



АЭРОСИЛА
 научно-производственное
 предприятие

Рисунок 8.1 – Испытания на СПМ 311ПР соосного винтовентилятора СВ-27 под управлением основной САУ с применением поузловой ММ ТВВД Д-27

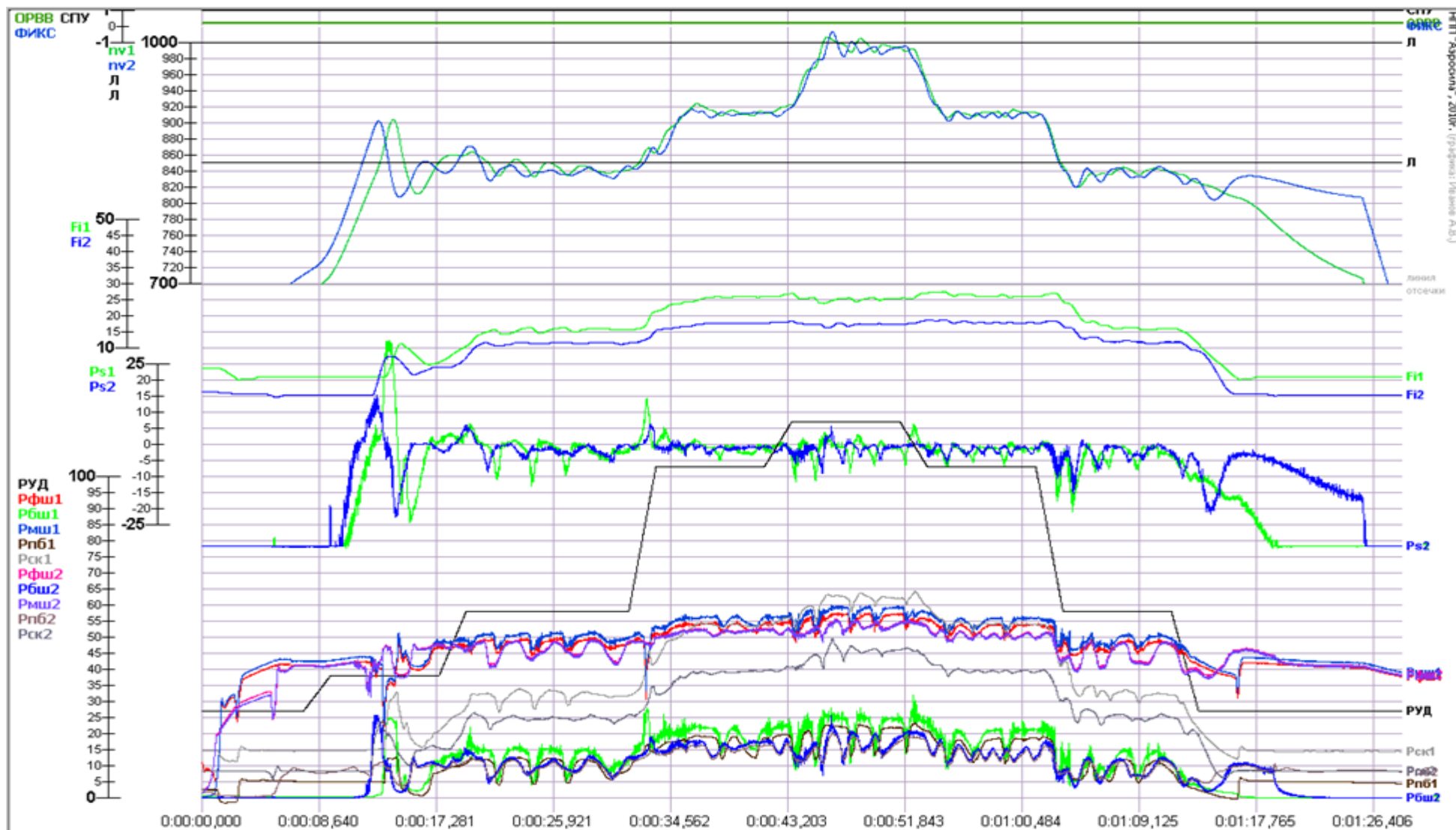


Рисунок 8.2 – Испытания на СПМ 311ПР соосного винтовентилятора СВ-27 под управлением основной САУ с применением поузловой ММ ТВВД Д-27

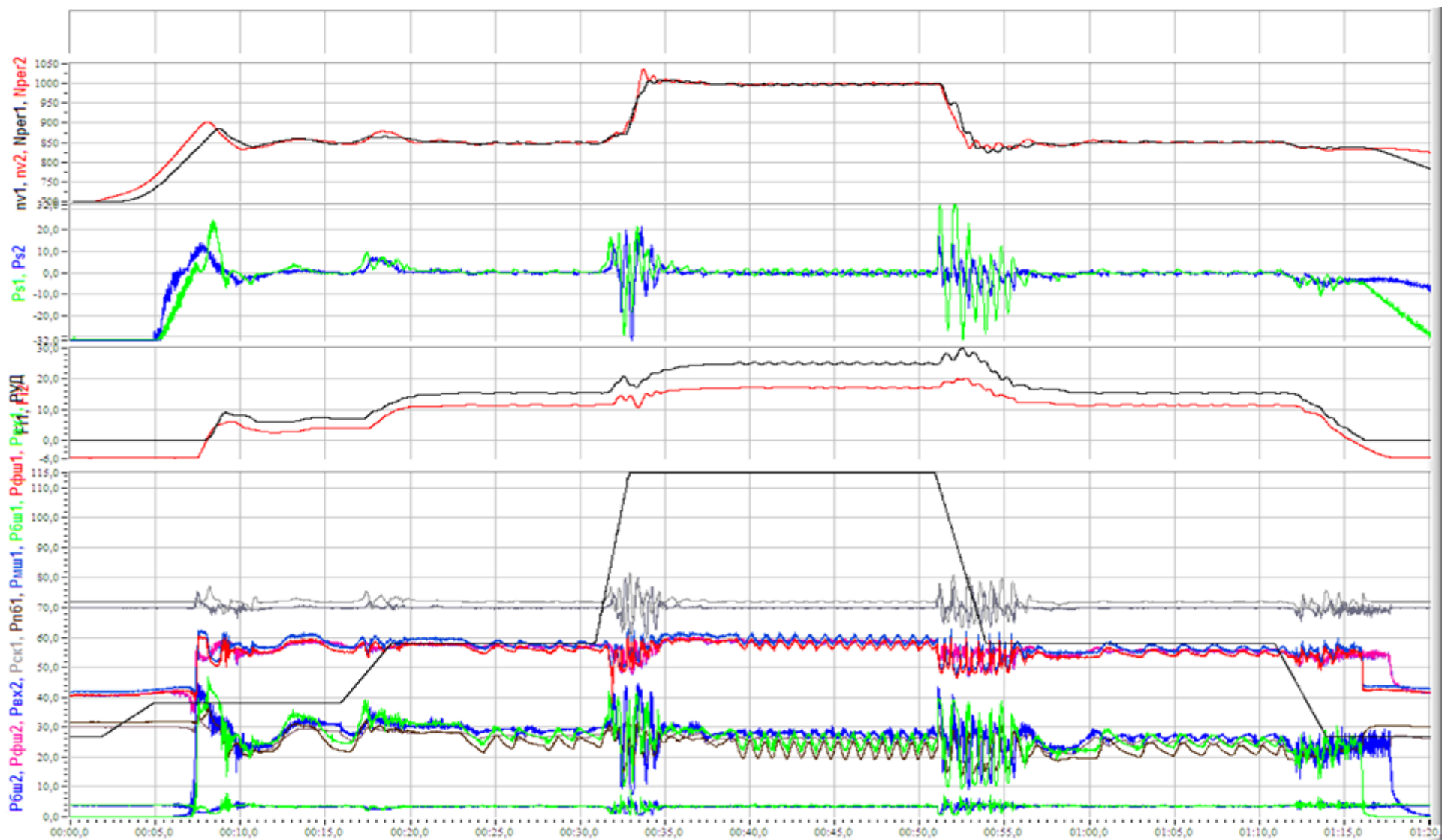


Рисунок 8.3 – Испытания на СПМ 311ПР соосного винтовентилятора СВ-27 под управлением основной САУ с применением поузловой ММ ТВВД Д-27

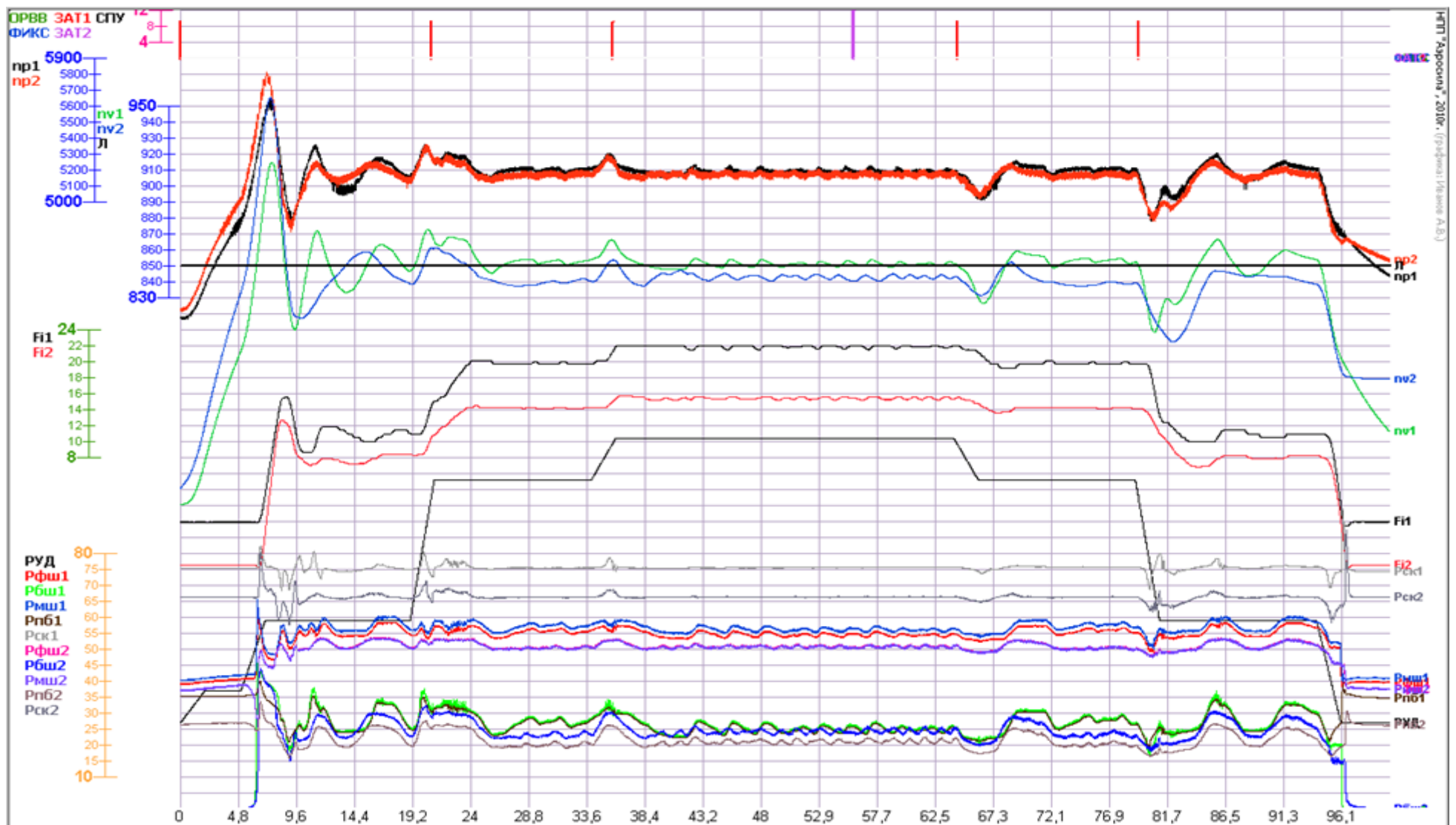


Рисунок 8.4 – Испытания на СМ 311ПР соосного винтовентилятора СВ-27 под управлением резервной САУ с применением поузловой ММ ТВВД Д-27

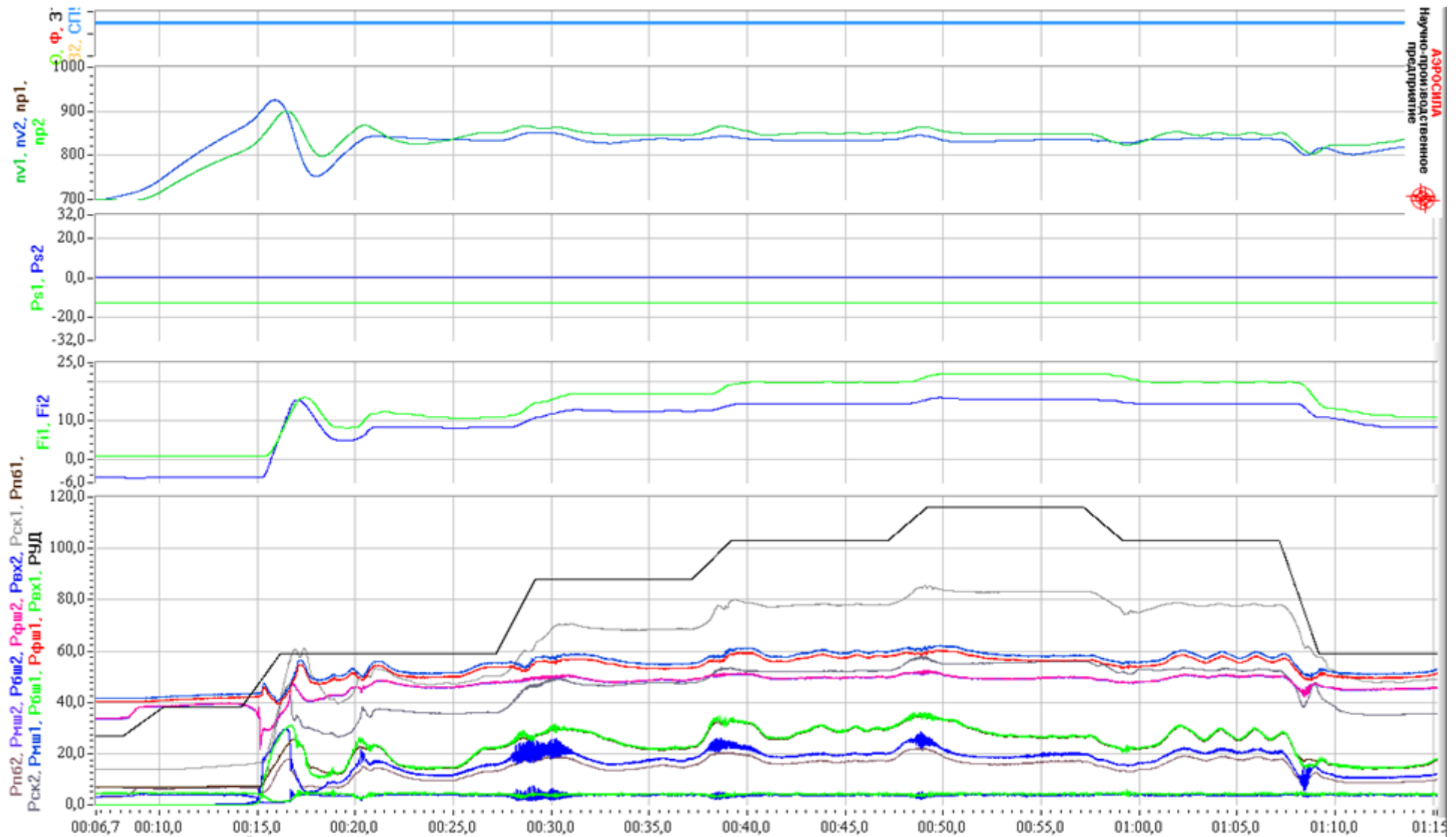


Рисунок 8.5 – Испытания на СММ 311ПР соосного винтовентилятора СВ-27 под управлением резервной САУ с применением поузловой ММ ТВВД Д-27

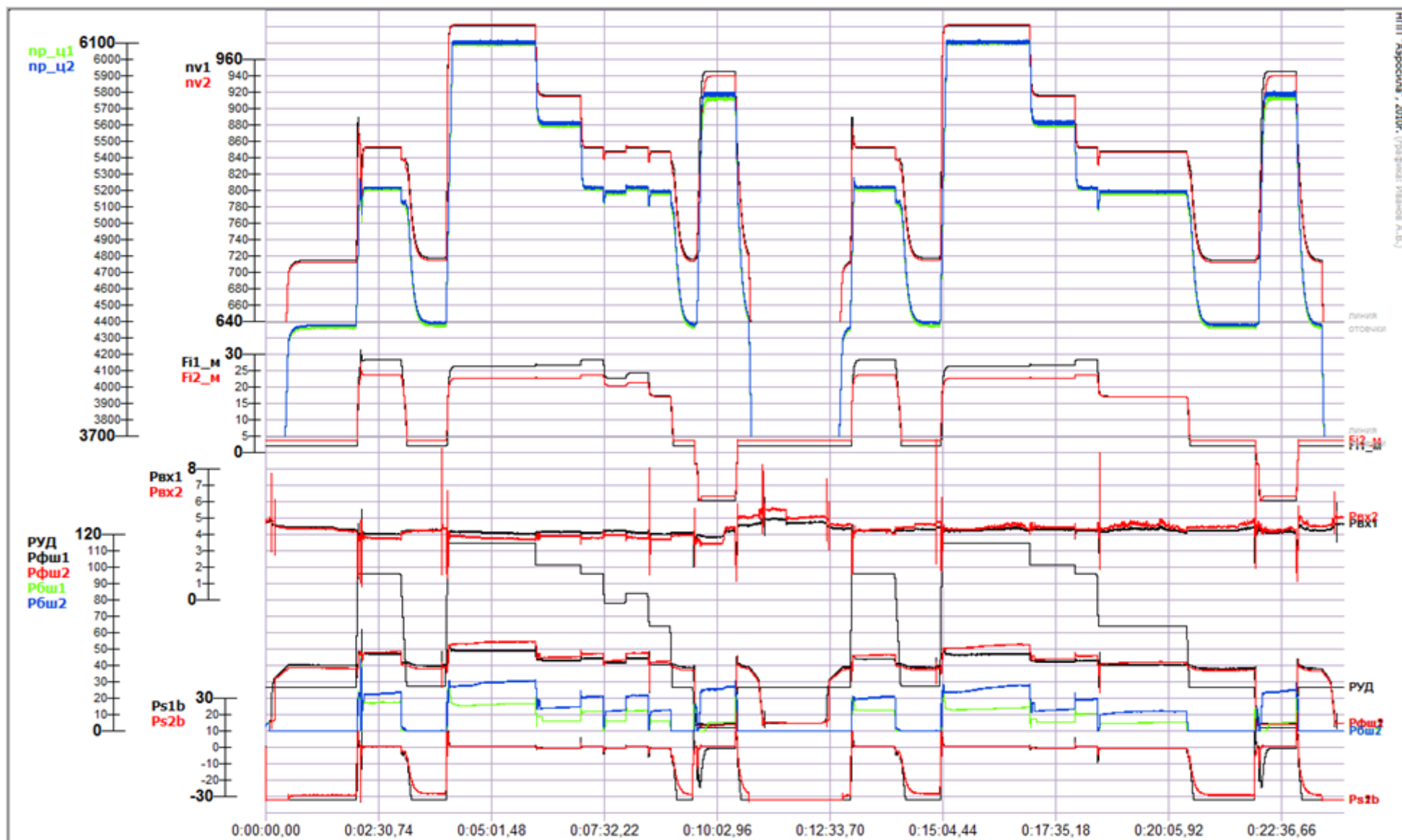


Рисунок 8.6 – Эквивалентно-циклические испытания РСВ-27 на СПМ 311ПР с применением поузловой ММ ТВВД Д-27

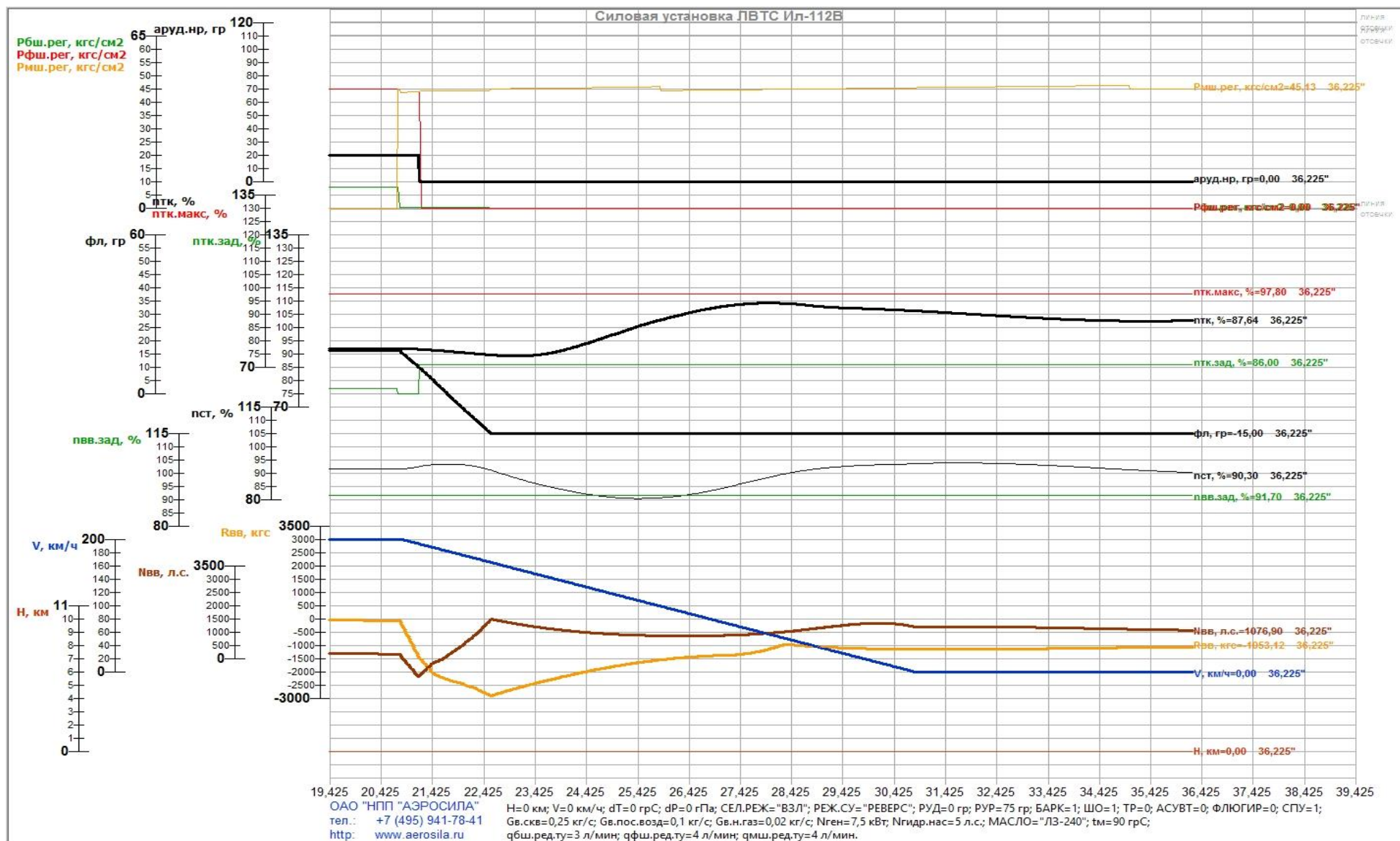


Рисунок 8.7 – Имитация посадки самолета, применение активного неуправляемого реверса ВВ АВ112

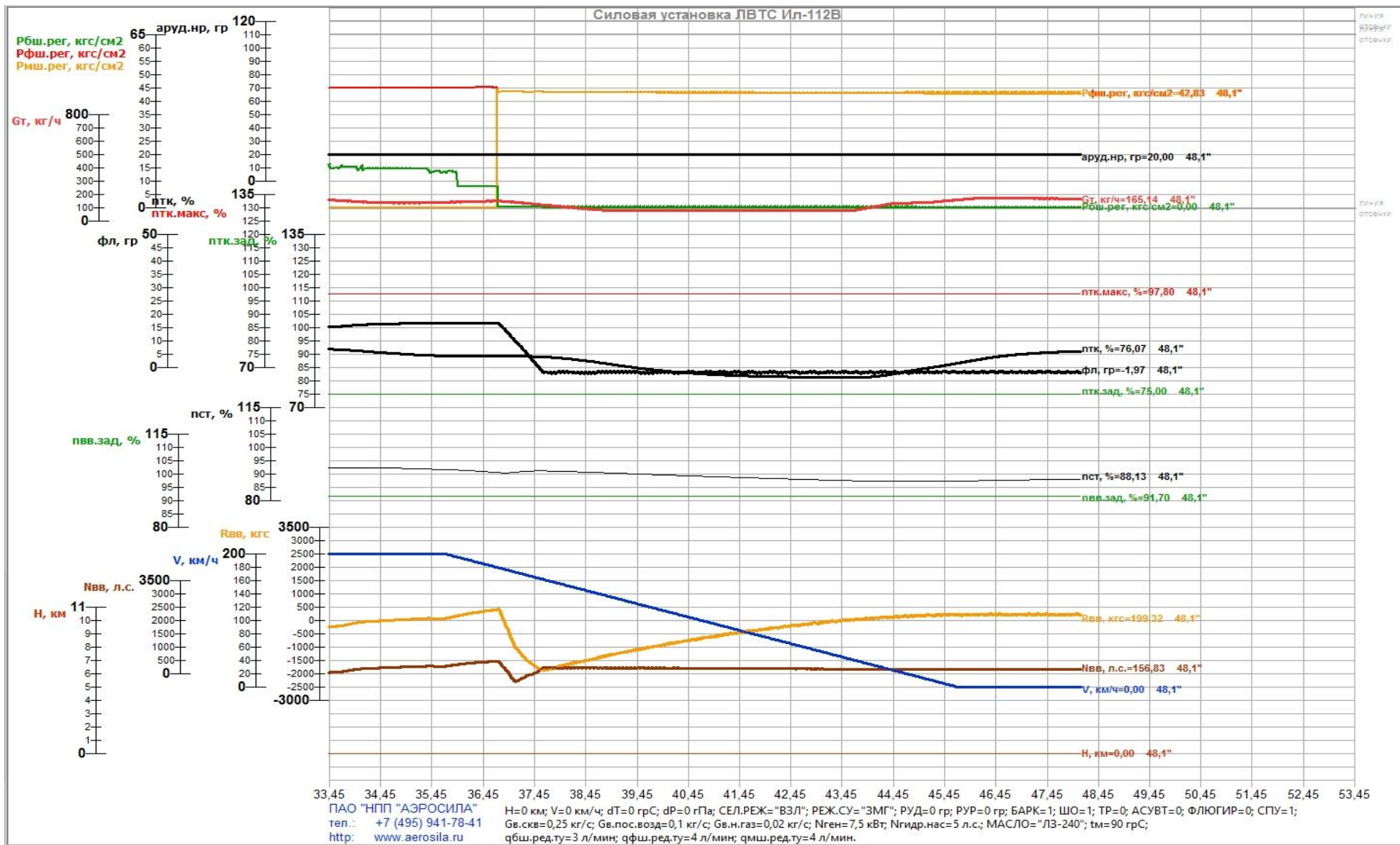


Рисунок 8.8 – Имитация посадки самолета, применение пассивного реверса ВВ АВ112

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1 Разработана технология проведения полунатурных испытаний САУ соосных винтовентиляторов в замкнутых на поузловую ММ двигателя каналах управления.

2 Разработана, реализована и идентифицирована поузловая нелинейная термодинамическая ММ ТВВД Д-27, позволяющая моделировать работу двигателя в широком диапазоне внешних условий.

3 Выполнена апробация разработанной поузловой нелинейной ММ ТВВД Д-27 на стенде полунатурного моделирования 311ПР разработки ОАО «НПП «Аэросила».

4 Концепция поузлового (поэлементного) представления разработанной нелинейной ММ ТВВД Д-27 стала прототипом при создании поузловой нелинейной ММ двигателя ТВ7-117СТ, примененной в составе ММ силовой установки самолета Ил-112В, в составе стенда полунатурного моделирования для испытаний ВВ АВ112 и его САУ, в составе комплексных тренажеров самолета КТС-112В и ПТС-112В совместно с ММ АВ112 и ММ САУ для подготовки летного состава и отработки им сложных ситуаций.

5 Технология полунатурных испытаний САУ винтовентиляторов (воздушных винтов) в замкнутых на поузловую ММ ТВВД каналах управления позволяет до начала проведения натурных испытаний на моторном стенде и самолете синтезировать оптимальные законы и алгоритмы управления силовой установки на различных режимах работы, оценить запасы устойчивости САУ, построить статические и динамические характеристики винтовентилятора и агрегатов САУ, отработать алгоритмы функционирования агрегатов САУ при отказах элементов конструкции ТВВД и его систем, своевременно выявить системные ошибки при проектировании САУ, выявить скрытые дефекты в опытных и серийных изделиях.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ**Основные сокращения**

| | |
|-------|---|
| API | – application programming interface (интерфейс программирования приложений); |
| GSP | – Gas turbine Simulation Program (программа симуляции ГТД); |
| TUD | – Delft Technical University (технический университет Делфта); |
| АДХ | – аэродинамические характеристики; |
| АРМ | – автоматизированное рабочее место оператора; |
| АСТРА | – автоматизированная система термогазодинамического расчета и анализа; |
| ВАК | – высшая аттестационная комиссия при Министерстве образования и науки Российской Федерации; |
| ВВ | – воздушный винт, винтовентилятор; |
| ВГТД | – вспомогательный газотурбинный двигатель; |
| ВД | – высокого давления; |
| ВЗЛЕТ | – взлетный; |
| ВНА | – входной направляющий аппарат; |
| ВРД | – воздушно-реактивный двигатель; |
| ВСХ | – высотно-скоростные характеристики; |
| ВУ | – выходное устройство; |
| ГА | – генетический алгоритм; |
| ГГ | – газогенератор; |
| ГМР | – гидромеханический регулятор; |
| ГТД | – газотурбинный двигатель; |

| | |
|------------|---|
| ДВШ | – двигатель волновой шаговый; |
| ЗВ | – задний винт; |
| ЗМГ | – земной малый газ; |
| ИВК | – измерительно-вычислительный комплекс; |
| КВД | – компрессор высокого давления; |
| КЛДМ | – кусочно-линейная динамическая математическая модель; |
| КНД | – компрессор низкого давления; |
| КНИТУ-КАИ | – Казанский национальный исследовательский технический университет; |
| КПД | – коэффициент полезного действия; |
| КС | – камера сгорания; |
| КТС-112В | – комплексный тренажер самолета Ил-112В; |
| ЛИ | – летные испытания; |
| ЛИВР | – лаборатория испытаний винтов и регуляторов; |
| ЛПС | – лаборатория прочности и специальных измерений; |
| ЛРР | – линия рабочих режимов; |
| МАКС. КР | – максимальный крейсерский; |
| МАКС. ПРОД | – максимальный продолжительный; |
| ММ | – математическая модель; |
| МП | – максимальный продолжительный; |
| МСА | – международная стандартная атмосфера; |
| НД | – низкого давления; |
| НПП | – научно-производственное предприятие; |
| ОИ | – объект испытаний; |
| ПВ | – передний винт; |

| | |
|----------|--|
| ПИ | – предъявительские испытания; |
| ПО | – программное обеспечение; |
| ПОС | – противообледенительная система; |
| ПСИ | – приемо-сдаточные испытания; |
| ПТС-112В | – процедурный тренажер самолета Ил-112В; |
| РУД | – рычаг управления двигателем; |
| САУ | – система автоматического управления; |
| САУиК | – система автоматического управления и контроля; |
| СВВ | – соосный винтовентилятор; |
| СПМ | – стенд полунатурного моделирования; |
| СУ | – силовая установка; |
| СЧ ОКР | – составная часть опытно-конструкторской работы; |
| ТВВ | – турбина винтовентилятора; |
| ТВВД | – турбовинтовентиляторный двигатель; |
| ТВД | – турбина высокого давления; |
| ТЗ | – техническое задание; |
| ТНД | – турбина низкого давления; |
| ТО | – технический отчет; |
| ТТЛ | – транзисторно-транзисторная логика; |
| ЭГП | – электрогидропреобразователь; |
| ЭМК | – электромагнитный клапан; |
| ЭСУ | – электронная система управления; |
| ЭЦИ | – эквивалентно-циклические испытания. |

Основные обозначения параметров

| | |
|-----------------------|--|
| α | – коэффициент тяги ВВ, [1]; |
| $\alpha_{\text{руд}}$ | – угол установки рычага управления двигателем, [°]; |
| β | – коэффициент мощности ВВ, [1]; |
| $\Delta\varphi$ | – деградация углового положения лопастей ВВ, [°]; |
| ΔP | – отклонение физического давления от МСА, [Па]; |
| ΔT | – отклонение физической температуры от МСА, [К]; |
| ΔN | – разность мощностей источника и потребителя, [Вт]; |
| $\delta_{\text{отб}}$ | – отбор воздуха за компрессором высокого давления, [%]; |
| ε | – погрешность, [%]; |
| η | – коэффициент полезного действия, [1]; |
| η^* | – коэффициент полезного действия по параметрам торможения, [1]; |
| λ | – относительная поступь ВВ, [1]; |
| $\xi_{\text{кс}}$ | – полнота горения, [1]; |
| π | – число 3.1415926535, [1]; |
| π^* | – степень повышения (понижения) давления торможения, [1]; |
| ρ | – плотность, $\left[\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}\right]$; |
| σ | – коэффициент потери полного давления, [1]; |
| φ | – угол установки лопастей ВВ, [°]; |
| $\varphi_{\text{и}}$ | – угол идентификации, [°]; |
| ω | – угловая скорость, $\left[\frac{\text{рад}}{\text{с}}\right]$; |
| b | – ширина сечения лопасти (хорда), [м]; |
| C_m | – коэффициент крутящего момента от аэродинамических сил [1]; |
| C_p | – удельная теплоемкость при постоянном давлении, $\left[\frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}\right]$; |
| C_y | – коэффициент силы тяги сечения лопасти [1]; |
| c | – скорость течения газового потока, $\left[\frac{\text{м}}{\text{с}}\right]$; |

| | |
|-----------------|---|
| d | – диаметр, [м]; |
| f | – коэффициент трения, [1]; |
| G | – массовый расход рабочего тела, $\left[\frac{\text{кг}}{\text{с}}\right]$; |
| \bar{G} | – пропускная способность турбины, $\left[\frac{\text{кг}}{\text{с}} \cdot \text{К}^{0,5} \cdot \frac{\text{см}^2}{\text{кгс}}\right]$; |
| g | – ускорение свободного падения, $\left[\frac{\text{м}}{\text{с}^2}\right]$; |
| H | – высота полета, [м]; |
| H_u | – низшая удельная теплотворная способность, $\left[\frac{\text{Дж}}{\text{кг}}\right]$; |
| I | – момент инерции, $[\text{кг} \cdot \text{м}^2]$; |
| i | – передаточное отношение, [1]; |
| i | – удельная физическая энтальпия, $\left[\frac{\text{Дж}}{\text{кг}}\right]$; |
| k | – показатель адиабаты, [1]; |
| $k_{\text{и}}$ | – коэффициент идентификации, [1]; |
| L | – линейное расстояние, [мм]; |
| l | – удельная работа, $\left[\frac{\text{Дж}}{\text{кг}}\right]$; |
| M | – число маха, [1]; |
| M_r | – молярная масса, $\left[\frac{\text{кг}}{\text{моль}}\right]$; |
| $M_{\text{кр}}$ | – крутящий момент, [кгс · м]; |
| m | – масса, [кг]; |
| N | – мощность, [Вт]; |
| \dot{n} | – скорость изменения частоты вращения, $\left[\frac{\text{рад}}{\text{с}^2}\right]$; |
| n | – частота вращения, $\left[\frac{\text{об}}{\text{мин}}\right]$; |
| P | – физическое давление, [Па]; |
| P^* | – давление торможения, [Па]; |
| P_f | – сосредоточенная сила тяги лопасти, [кгс]; |
| Pr | – значение функции приспособленности, [1]; |
| $P_{\text{цб}}$ | – центробежная сила, [кгс]; |

| | |
|-----------------|---|
| p_f | – распределенная сила тяги лопасти, $\left[\frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}\right]$; |
| Q_f | – сосредоточенная сила сопротивления лопасти, [кгс]; |
| q | – удельное количество теплоты, $\left[\frac{\text{Дж}}{\text{кг}}\right]$; |
| q_f | – распределенная сила сопротивления лопасти, $\left[\frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}\right]$; |
| R | – газовая постоянная, $\left[\frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}\right]$; |
| R_0 | – универсальная газовая постоянная, $\left[\frac{\text{Дж}}{\text{К}\cdot\text{моль}}\right]$; |
| $R_{\text{цт}}$ | – расстояние до центра тяжести, [м]; |
| Re | – число Рейнольдса, [1]; |
| r | – радиус, [м]; |
| \bar{r} | – относительный радиус, [1]; |
| T | – физическая температура, [К]; |
| T^* | – температура торможения, [К]; |
| $T_{\text{в}}$ | – тяга ВВ, [Н]; |
| t | – физическая температура, [°С]; |
| V | – скорость полета, $\left[\frac{\text{м}}{\text{с}}\right]$; |
| x | – линейное расстояние на оси X , [мм]; |
| y | – линейное расстояние на оси Y , [мм]; |
| Z | – количество лопастей воздушного винта, [1]; |
| z | – линейное расстояние на оси Z , [мм]. |

Индексы

| | |
|------------|--|
| 0 | – значение параметра по МСА; |
| 1 | – условный индекс начального состояния (сечения); |
| 2 | – условный индекс конечного состояния (сечения); |
| Σ | – суммарный; |
| i | – номер итерации; |
| <i>max</i> | – максимальный; |
| <i>min</i> | – минимальный; |
| аэр | – аэродинамический; |
| в | – воздух; |
| ВД | – ротор высокого давления; |
| ВХ | – на входе в двигатель; |
| г | – газ; |
| ЗВ | – задний винт; |
| ист | – истинная; |
| к Σ | – суммарная степень повышения давления компрессоров; |
| кВД | – компрессор высокого давления; |
| кНД | – компрессор низкого давления; |
| кС | – камера сгорания; |
| лоп | – лопасти; |
| м | – механический; |
| мод | – моделируемый (модельный); |
| н | – наружный; |
| натурн | – между натурными двигателями; |
| НД | – ротор низкого давления; |
| окт | – между осью комля лопасти и центром тяжести; |
| отб | – отбор; |
| пв | – передний винт; |
| пр | – приведенный параметр; |

| | |
|-----------|--|
| приб | – приборная; |
| с | – срез сопла или выходного устройства; |
| сеч | – сечение лопасти; |
| стак | – стакана; |
| т | – топливо; |
| твв | – турбина винтовентилятора; |
| твд | – турбина высокого давления; |
| тд | – между центром тяжести и центром давления; |
| тек.особи | – текущей особи; |
| тж | – между центром тяжести и центром жесткости; |
| тнд | – турбина низкого давления; |
| тр | – трения; |
| ут | – уточненный; |
| ц | – по центрам шаров в заделке; |
| цб | – центробежный; |
| цд | – центр давления; |
| цт | – центр тяжести. |

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1 Кривошеев И.А. Стенды полунатурного моделирования ГТД и их САУ / И.А. Кривошеев, Д.А. Ахмедзянов, А.Г. Годованюк // Молодой ученый. – 2011. – Т.1. – №3 (26). – С. 39-41.

2 Блюмин К.В. Моделирование динамических процессов в системе управления авиационного двигателя / К.В. Блюмин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2012. – № 3 (34). – С. 75-80.

3 Куликов Г.Г. Методология полунатурного комплексного функционального моделирования ГТД и его систем / Г.Г. Куликов, В.Ю. Арьков, В.С. Фатиков, Г.И. Погорелов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2009. – Т.13. – №2 (35). – С. 88-95.

4 Куликов Г.Г. Технология полунатурных испытаний интегрированных систем управления и контроля авиационных ГТД на основе иерархических распределенных марковских моделей // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – №9 (45). – С. 153-157.

5 Куликов Г.Г. Методология комплексного полунатурного функционального моделирования ГТД и его систем / Г.Г. Куликов, В.Ю. Арьков, В.С. Фатиков, А.И. Абдулнагимов, Г.И. Погорелов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2009. – № 3 (19). – С. 392-400.

6 Ахмедзянов Д.А. Совместная работа авиационных газотурбинных двигателей и топливной автоматики на режимах разгона и торможения / Д.А. Ахмедзянов, И.А. Кривошеев, Р.А. Сунарчин. // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2006. – № 1. – С. 24-25.

7 Кривошеев И.А. Метод формирования и использования моделей ГТД на различных этапах проектирования, доводки и эксплуатации / И.А. Кривошеев, О.Н. Иванова // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2007. – Т.9. – №1 (19). – С. 8-21.

8 Кривошеев И.А. Методы получения и использования характеристик узлов ГТД при имитационном моделировании / И.А. Кривошеев, О.Н. Иванова,

И.М. Горюнов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2006. – Т.7. – №3 (16). – С. 127-135.

9 Иванов А.В., Баранов В.В., Хилько В.И. Испытания воздушных винтов и их систем автоматического управления на стендах полунатурного моделирования // Вторые Колачёвские чтения: материалы Межвузовской молодежной научно-практической конференции (Ступино, 8 апреля 2016 г.). – Ступино, 2016. – С. 54-56.

10 Баранов В.В., Хилько В.И., Данилихин А.М., Иванов А.В. Испытания воздушных винтов и их САУ на стендах полунатурного моделирования // Международный форум двигателестроения: сборник тезисов научно-технического конгресса по двигателестроению (НТКД-2016) (Москва, 19-21 апреля 2016 г.). – Москва, 2016. – С. 328-333.

11 Гуревич О.С. Управление авиационными газотурбинными двигателями: Учебное пособие / О.С. Гуревич. – М. : Изд-во МАИ, 2001. – 100 с.

12 Васильев С.Н. Интеллектуальные системы управления и контроля газотурбинных двигателей / под ред. академика С.Н. Васильева. – М. : Машиностроение, 2008. – 550 с.

13 Приложение Б к ТЗ №7541318.35.0045 на разработку блока управления и контроля модернизированной системы автоматического управления двигательной установкой ДУ-27 (Редакция 2) – ГП «Ивченко – Прогресс», ОАО «НПП «Аэросила», 2012.

14 Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Книга третья. Основные проблемы: начальный уровень проектирования, газодинамическая доводка, специальные характеристики и конверсия авиационных ГТД / Под общей редакцией В.В. Кулагина. – М. : Машиностроение, 2005. – С. 145-146.

15 Ахмедзянов Д.А. Неустановившиеся режимы работы авиационных ГТД / Д.А. Ахмедзянов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2006. – Т.7. – №1 (14). – С. 36-46.

16 Ахмедзянов Д.А. Методология имитационного моделирования неустановившихся режимов работы авиационных ГТД / Д.А. Ахмедзянов, Е.С. Власова, А.Е. Кишалов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2006. – № 2 (10). – С. 41-44.

17 Ахмедзянов Д.А. Расчетное исследование динамической характеристики одновального турбореактивного двигателя / Д.А. Ахмедзянов, Ю.М. Ахметов, А.Б. Козловская, А.Е. Михайлов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2011. – Т.15. – №1 (41). – С. 15-25.

18 Приложение Д к ТЗ №7541318.35.0045 на разработку блока управления и контроля модернизированной системы автоматического управления двигательной установкой ДУ-27. Математическая модель двигательной установки Д-27. (Редакция 1) – ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко, ХАИ, 2003.

19 Погорелов Г.И. Моделирование работы ТВВД и построение подсистемы оптимизации эквивалентного удельного расхода топлива на стенде полунатурного моделирования / Г.И. Погорелов, И.А. Кривошеев, А.Г. Годованюк, О.Е. Данилин, Б.И. Бадамшин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2011. – № 3 (27). – С. 217-226.

20 Кривошеев И.А. Развитие методов моделирования и автоматизированного проектирования газотурбинных двигателей / И.А. Кривошеев, Д.Г. Кожин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2014. – № 5 (47). – С. 9-18.

21 Добрянский Г.В. Динамика авиационных ГТД / Г.В. Добрянский, Т.С. Мартянова. – М. : Машиностроение, 1989. – 240 с.

22 Гуревич О.С. Системы автоматического управления авиационными ГТД: Энциклопедический справочник / Под ред. д.т.н., проф. О.С. Гуревича. – М. : ТОРУС ПРЕСС, 2011. – С. 153-160.

23 Агульник А.Б. Термогазодинамические расчеты и расчет характеристик авиационных ГТД: Учебное пособие / А.Б. Агульник, В.И. Бакулев, В.А. Голубев, И.В. Кравченко, Б.А. Крылов; под ред. В.И. Бакулева. – М. : Изд-во МАИ, 2002. – 256 с.

24 Гольберг Ф.Д. Математическая модель двигателя в САУ ГТД для повышения надежности и качества управления / Ф.Д. Гольберг, О.С. Гуревич, А.А. Петухов // Электронный журнал «Труды МАИ». – 2012. – № 58. – С. 1-13.

25 Новиков А.М. Методология научного исследования / А.М. Новиков, Д.А. Новиков. – М. : Либроком, 2010. – 280 с.

26 Научно-технический отчет № 271.100.050.2014 «Разработка поэлементной нелинейной термодинамической математической модели турбовинтовентиляторного двигателя Д-27. Реализация поэлементной нелинейной термодинамической модели турбовинтовентиляторного двигателя Д-27 в среде NI LabVIEW 7.1». – ОАО «НПП «Аэросила», 2014.

27 Баранов В.В., Хилько В.И., Данилихин А.М., Иванов А.В. Математическое моделирование турбовинтового двигателя при испытаниях воздушных винтов и регуляторов на стенде полунатурного моделирования // Академические жуковские чтения: тезисы докл. II Всероссийской научно-практической конференции (Воронеж, 25-27 ноября 2014 г.). – Воронеж, 2014.

28 Баранов В.В., Хилько В.И., Данилихин А.М., Иванов А.В. Математическое моделирование турбовинтового двигателя при испытаниях воздушных винтов на стенде полунатурного моделирования // Первые Колачёвские чтения: материалы Межвузовской молодежной научно-практической конференции (Ступино, 3 апреля 2015 г.). – Ступино, 2015. – С. 46-48.

29 Баранов В.В., Бабин С.В., Хилько В.И., Данилихин А.М., Иванов А.В. Математическое моделирование при испытаниях воздушных винтов и регуляторов на стенде полунатурного моделирования // XLI Гагаринские чтения: научные труды Международной молодежной научной конференции (Москва, 7-9 апреля 2015 г.). – Москва, 2015. – Т.2. – С. 117-119.

30 Иванов А.В., Баранов В.В., Хилько В.И., Данилихин А.М. Математическое моделирование турбовинтовентиляторного двигателя при испытаниях воздушных винтов и регуляторов на стенде полунатурного моделирования // Авиация и космонавтика – 2015: тезисы 14-ой Международной конференции (Москва, 16-20 ноября 2015 г.). – Москва, 2015. – С. 110-112.

31 Иванов А.В., Баранов В.В., Хилько В.И., Данилихин А.М. Математическое моделирование турбовинтового двигателя при испытаниях воздушных винтов и регуляторов на стенде полунатурного моделирования // Авиадвигатели XXI века: сборник тезисов докладов Всероссийской научно-технической конференции (Москва, 24-27 ноября 2015 г.). – Москва, 2015. – С. 867-870.

32 Иванов А.В. Математическое моделирование ТВВД при испытаниях соосного винтовентилятора совместно с САУ на стенде полунатурного моделирования / А.В. Иванов, А.М. Данилихин, В.В. Баранов, В.И. Хилько // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2016. – Т.20. – №3 (73). – С. 89-94.

33 Иванов А.В. Применение нелинейной математической модели двигателя на стенде полунатурного моделирования при испытаниях воздушных винтов совместно с системой автоматического управления / А.В. Иванов, А.М. Данилихин, В.В. Баранов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2018. – №1. – С. 4-9.

34 Иванов А.В. Имитационное моделирование турбовинтовой силовой установки в практике разработки САУ НПП «Аэросила» // Международный форум двигателестроения: сборник тезисов научно-технического конгресса по двигателестроению (НТКД-2018) (Москва, 4-6 апреля 2018 г.). – Москва, 2018. – Т.2. – С. 88-90.

35 LabVIEW System Design Software [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments. – Режим доступа: <http://www.ni.com/labview/> свободный.

36 Что такое LabView? [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/products/articles/310/1703/> свободный.

37 Автоматизированный стенд для статических, усталостных, ресурсных испытаний [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item2294/> свободный.

38 Информационно-измерительная система экспериментального стенда с турбинным приводом для исследования активных комбинированных опор роторов [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item3383/> свободный.

39 Автоматизированная информационно-измерительная система испытания элементов авиационной техники на удар посторонними предметами на базе продуктов компании National Instruments [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item3259/> свободный.

40 Система измерений при испытаниях частей заправки ракетного топлива [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item3140/> свободный.

41 Автоматизация отработки рулевых приводов летательных аппаратов [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item3139/> свободный.

42 К-5101. Виброизмерительный комплекс [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item3228/> свободный.

43 Статическое запоминающее устройство для жестких условий эксплуатации при отработке летательных аппаратов [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item3135/> свободный.

44 Автоматизированный комплекс управления аэродинамической трубой аппаратов [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item2298/> свободный.

45 Автоматизированный комплекс для теплопрочностных испытаний [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item2295/> свободный.

46 Автоматизация стендовых испытаний электрооборудования самолета [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item2100/> свободный.

47 Самолет – лаборатория АН-30 «ОПТИК Э» [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item1594/> свободный.

48 Система контроля сил для испытаний авиационных конструкций [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item1435/> свободный.

49 Автоматизированный комплекс для измерения аэродинамических характеристик в трубе Т-1К КГТУ им. А.Н.Туполева [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item1427/> свободный.

50 Кривошеев И.А. Методика представления и использования многомерной характеристики винтовентилятора при автоматизированном проектировании ГТД и его САУ / И.А. Кривошеев, Г.И. Погорелов, В.С. Фатиков, А.Г. Годованюк // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2009. – Т.13. – №1 (34). – С. 3-8.

51 Ахмедзянов Д.А. Автоматизация процесса испытания авиационных ГТД на базе SCADA-системы LabView / Д.А. Ахмедзянов, Р.Р. Ямалиев, А.Е. Кишалов, А.В. Суханов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2009. – Т.13. – №2 (35). – С. 61-68.

52 Головина Н.Я. Автоматизация стендовых испытаний ГТД / Н.Я. Головина // Новые информационные технологии в нефтегазовой отрасли и образовании. – 2012. – 01-02 ноября. – С. 93-96.

53 Кривошеев И.А. Использование моделей ГТД в составе адаптивных отказоустойчивых систем управления и контроля / И.А. Кривошеев, А.Г. Годованюк // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2010. – Т.14. – №5 (40). – С. 10-14.

54 Медяков О.Е. Контроль кондиционности измерений при стендовых испытаниях опытных авиационных двигателей с применением информационно-измерительной системы / О.Е. Медяков // Вестник Московского авиационного института. – 2012. – Т.19. – №4. – С. 86-93.

55 Ившин И.В. Диагностический комплекс и метод вынужденных колебаний для определения технического состояния рабочих лопаток турбин газотурбинных двигателей энергетических установок / И.В. Ившин, А.Р. Сабиров, В.А. Гаврилов, Ю.В. Ваньков // Известия высших учебных заведений. Проблемы энергетики. – 2007. – №11-12. –С. 133-136.

56 АСУТП стенда испытания вертолетных двигателей [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item2291/> свободный.

57 Автоматизированный стенд для исследования параметров турбореактивного двигателя ТЖ-100 [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item1417/> свободный.

58 Применение аппаратуры NATIONAL INSTRUMENTS для достоверной оценки теплового состояния рабочих лопаток ГТД [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item2289/> свободный.

59 Разработка имитатора паровой турбины для отладки системы управления [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/174/item1613/> свободный.

60 Модальный анализ лопаток и дисков паровых турбин [электронный ресурс] / Официальный сайт компании National Instruments в России. – Режим доступа: <http://www.labview.ru/solutions/172/item3244/> свободный.

61 Александров В.Л. Воздушные винты: Учеб. пособие для авиационных вузов. – М. : Оборонгиз, 1951. – 475 с.

62 Годованюк А.Г. Методика представления и использования характеристик соосного винтовентилятора при полунатурном моделировании ТВВД: дис. канд. техн. наук: 05.07.05 / Годованюк Алексей Геннадьевич. – Уфа, 2011. – 175 с.

63 Кривошеев И.А. Методика представления и использования многомерной характеристики винтовентилятора при полунатурном моделировании ГТД и его САУ / И.А. Кривошеев, А.Г. Годованюк, В.С. Фатиков, Г.И. Погорелов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2010. – №1. – С. 37-40.

64 Приложение Е к ТЗ на ЭСУ-27М. Математическая модель модернизированных винтовентилятора СВ27.02 и регулятора РСВ-27.01. ОАО «НПП «Аэросила», 2011 г.

65 Майкапар Г.И. Сборник работ по теории воздушных винтов / Отв. редактор Г.И. Майкапар. – Жуковский: Бюро Научной Информации ЦАГИ, 1958. – 453 с.

66 Технический отчет № 171.021.91 «Метод и программа поверочного аэродинамического расчета» – ОАО «НПП «Аэросила», 1991.

67 GasTurb [электронный ресурс] / Официальный сайт. – Режим доступа: <http://www.gasturb.de> свободный.

68 Gas turbine Simulation Program [электронный ресурс] / Официальный сайт. – Режим доступа: <http://www.gspteam.com/about.html> свободный.

69 Голланд А.Б. Программный комплекс ГРАД для расчета газотурбинных двигателей / А.Б. Голланд, С.А. Морозов, А.П. Тунаков и др. // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 1985. – №1. – С. 83-85.

70 Автоматизированная система газодинамического расчета энергетических турбомашин АС ГРЭТ [электронный ресурс] / Официальный сайт. – Режим доступа: <http://www.asgret.ru/ru/history> свободный.

71 Кузьмичев В.С. Формирование виртуальных моделей рабочего процесса ГТД различных типов и схем в САЕ-системе АСТРА: электронные методические указания / В.С. Кузьмичев, В.В. Кулагин, А.Ю. Ткаченко, В.Н. Рыбаков,

И.Н. Крупенич. – Самара : Самарский государственный аэрокосмический университет, 2011. – 18 с.

72 Крупенич И.Н. Автоматизированная система термогазодинамического расчета и анализа газотурбинных двигателей / И.Н. Крупенич, В.С. Кузьмичев, В.В. Кулагин, А.Ю. Ткаченко. – Самара : Самарский государственный аэрокосмический университет, 2006. – 7 с.

73 Системы автоматического управления (САУ) [электронный ресурс] / Официальный сайт ЦИАМ. – Режим доступа: <http://www.ciam.ru> свободный.

74 Гольберг Ф.Д. Математические модели газотурбинных двигателей как объектов управления: Учебное пособие / Ф.Д. Гольберг, А.В. Батенин. – М. : Изд-во МАИ, 1999. – 80 с.

75 Кривошеев И.А. Имитационное моделирование работы авиационных ГТД с элементами систем управления / И.А. Кривошеев, Д.А. Ахмедзянов, А.Е. Кишалов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2008. – Т.11. – №2 (29). – С. 3-11.

76 Ахмедзянов Д.А. Моделирование совместной работы авиационных ГТД и элементов топливной автоматики на переходных режимах в компьютерной среде DVIGw / Д. А. Ахмедзянов, Х. С. Гумеров, И. А. Кривошеев // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2002. – №1. – С.43–46.

77 Ахмедзянов Д.А. Методы и средства имитационного моделирования работы авиационных ГТД с элементами систем управления и контроля / Д.А. Ахмедзянов // Альманах современной науки и образования – 2008. – №7 (14). – С.7–9.

78 Ахмедзянов Д.А. Математические модели авиационных двигателей произвольных схем (компьютерная среда DVIG): Учебное пособие / Д.А. Ахмедзянов и др.; под редакцией А.М. Ахмедзянова. – Уфа : УГАТУ, 1998. – 128 с.

79 Горюнов И.М. Термогазодинамические расчеты ГТД и теплоэнергетических установок с использованием системы DVIGwT

/ И.М. Горюнов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2006. – Т.7. – №1 (14). – С. 61-70.

80 Технический отчет № 118/89-27 «Программа и методика расчета газотермодинамических параметров изделия «27» на установившихся и неуставившихся режимах работы» – ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко, 1989.

81 Факс № 330/3485 от 26.06.2013. Зам. Генерального директора – Главному конструктору по АВ и ВП ОАО «НПП «Аэросила» М.И. Шатланову от Зам. Генерального директора по общим вопросам ОАО «УНПП «Молния» Г.И. Погорелова. Дроссельные характеристики двигателя Д-27.

82 Технический отчет № 199/2001 – 27, редакция 1 «Двигатель Д-27 турбовинтовентиляторный. Высотно-скоростные характеристики (экспериментально-расчетные)» – ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко, 2002.

83 Кулагин В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Книга первая. Основы теории ГТД. Рабочий процесс и термогазодинамический анализ. Книга вторая. Основы теории ГТД. Совместная работа узлов выполненного двигателя и его характеристики / В.В. Кулагин – 2-е издание, исправленное. – М. : Машиностроение, 2003. – С. 365-374.

84 Булавкин А.А. Приведение к стандартным атмосферным условиям параметров ГТД и расчет их полетных характеристик: Монография / А.А. Булавкин. – Казань : Изд-во КГТУ, 2002. – 92 с.

85 Ахмедзянов Д.А. О возможности учета неравномерного распределения топлива по топливному коллектору при моделировании рабочих процессов ГТД / Д.А. Ахмедзянов, Ю.М. Ахметов, А.Е. Михайлов // Альманах современной науки и образования – 2009. – №6 (25). – С.10–12.

86 Гусев Ю.М. Решение задачи оптимизации удельного расхода топлива ТВВД на основе интеллектуальных методов управления и анализ полученных результатов / Ю.М. Гусев, О.Е. Данилин, Б.И. Бадамшин // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2010. – Т.14. – №2 (37). – С. 136-145.

87 Гусев Ю.М. Система автоматического управления ТВВД с оптимизацией удельного расхода топлива / Ю.М. Гусев, О.Е. Данилин, Б.И. Бадамшин // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2011. – Т.15. – №5 (45). – С. 12-21.

88 Гусев Ю.М. Подстроечная идентификация математической модели ТВВД с использованием генетических алгоритмов в методе оптимизации удельного расхода топлива / Ю.М. Гусев, О.Е. Данилин, Б.И. Бадамшин // Вестник Ижевского государственного технического университета. – 2011. – №2 (50). – С. 173-176.

89 Белоусов А.И. Синтез конструктивно-силовой схемы авиационного ГТД на основе генетического алгоритма / А.И. Белоусов, А.Ю. Сапожников // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2015. – №2. – С. 60-64.

90 Васильев В.И. Проектирование интеллектуальных систем управления ГТД на основе принципа минимальной сложности / В.И. Васильев, С.С. Валеев // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. – 2007. – Т.9. – №2 (20). – С. 32-41.

91 Костюк В.Е. Совершенствование гидравлических характеристик камеры сгорания ГТД методами вычислительной аэрогидродинамики и оптимизации / В.Е. Костюк, Е.И. Кирилаш // Вестник НТУ «ХПИ». Энергетические и теплотехнические процессы и оборудование. – 2011. – №6. – С. 60-68.

92 Рутковская Д. Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы / Д. Рутковская, М. Пилиньский, Л. Рутковский.; пер. с польск. И.Д. Рудинского. – М. : Горячая линия – Телеком, 2006. – 452 с.

93 Панченко Т.В. Генетические алгоритмы: учебное пособие / под ред. Ю.Ю. Тарасевича. – Астрахань : Издательский дом «Астраханский университет», 2007. – 87 с.

94 Иванов А.В. Исследование применения генетического алгоритма при моделировании турбовинтового двигателя / А.В. Иванов // Вестник Московского авиационного института. – 2016. – Т.23. – №4. – С. 79-85.

95 Технический отчет № 116.060.013.2017 «Реализация математической модели силовой установки легкого военно-транспортного самолета Ил-112В в среде программирования LabView» – ОАО «НПП «Аэросила», 2017.

96 Протокол «Подтверждение статических и динамических характеристик двигателя ТВ7-117СТ в математической модели силовой установки ЛВТС Ил-112В, разработанной ОАО «НПП «Аэросила», после проведения уточняющих мероприятий в части характеристик осевого и центробежного компрессоров» – АО «Климов», 2017.

97 Технический отчет № 116.060.031.2017 «Определение реверсирующих свойств воздушного винта АВ112 при активном неуправляемом реверсе» – ОАО «НПП «Аэросила», 2017.

98 Технический отчет № 116.060.035.2017 «Определение приборной скорости самолета Ил-112В, ограничивающей реверсирующие свойства винта АВ112, в момент снятия с промежуточного упора» – ПАО «НПП «Аэросила», 2017.

ПРИЛОЖЕНИЕ А (обязательное)

Характеристики узлов двигателя Д-27

Таблица А.1 – Характеристика КНД ТВВД Д-27

| $n_{нд.пр} = 5109, \frac{об}{мин}$ | | |
|------------------------------------|---------------|--------------|
| $G_{в.кнд.пр}, \frac{кг}{с}$ | $\pi_{кнд}^*$ | $\eta_{кнд}$ |
| 4,808 | 1,281 | 0,6256 |
| 5,289 | 1,28 | 0,6769 |
| 5,77 | 1,26 | 0,7036 |
| 6,251 | 1,22 | 0,7128 |
| 6,54 | 1,19 | 0,7046 |
| 6,924 | 1,15 | 0,6666 |
| $n_{нд.пр} = 5839, \frac{об}{мин}$ | | |
| 5,77 | 1,346 | 0,6769 |
| 6,251 | 1,345 | 0,723 |
| 6,924 | 1,318 | 0,7374 |
| 7,405 | 1,265 | 0,72 |
| 7,886 | 1,2 | 0,6666 |
| $n_{нд.пр} = 6569, \frac{об}{мин}$ | | |
| 6,732 | 1,421 | 0,6974 |
| 7,405 | 1,42 | 0,7425 |
| 7,694 | 1,41 | 0,7477 |
| 7,982 | 1,39 | 0,7446 |
| 8,463 | 1,342 | 0,721 |
| 8,751 | 1,305 | 0,6872 |
| $n_{нд.пр} = 7299, \frac{об}{мин}$ | | |
| 8,271 | 1,52 | 0,7405 |
| 8,655 | 1,512 | 0,7569 |
| 8,848 | 1,5 | 0,7595 |
| 9,04 | 1,487 | 0,7591 |
| 9,425 | 1,449 | 0,7499 |
| 9,809 | 1,4 | 0,7272 |
| $n_{нд.пр} = 8029, \frac{об}{мин}$ | | |
| 9,425 | 1,68 | 0,7477 |
| 9,809 | 1,664 | 0,7602 |
| 10,194 | 1,63 | 0,763 |
| 10,386 | 1,607 | 0,761 |
| 10,771 | 1,557 | 0,7548 |
| 11,156 | 1,499 | 0,7422 |
| $n_{нд.пр} = 8759, \frac{об}{мин}$ | | |
| 10,386 | 1,872 | 0,7414 |
| 10,963 | 1,853 | 0,7618 |
| 11,348 | 1,812 | 0,7713 |
| 11,733 | 1,76 | 0,7748 |
| 12,117 | 1,714 | 0,7727 |
| 12,502 | 1,645 | 0,7673 |

| $n_{нд.пр} = 9489, \frac{об}{мин}$ | | |
|-------------------------------------|---------------|--------------|
| $G_{в.кнд.пр}, \frac{кг}{с}$ | $\pi_{кнд}^*$ | $\eta_{кнд}$ |
| 11,54 | 2,103 | 0,7398 |
| 12,117 | 2,087 | 0,7602 |
| 12,502 | 2,061 | 0,7703 |
| 12,887 | 2,016 | 0,7812 |
| 13,271 | 1,966 | 0,7948 |
| 13,656 | 1,905 | 0,8007 |
| 13,848 | 1,868 | 0,7989 |
| 14,233 | 1,76 | 0,7823 |
| $n_{нд.пр} = 10220, \frac{об}{мин}$ | | |
| 13,079 | 2,375 | 0,7456 |
| 13,656 | 2,368 | 0,7682 |
| 14,041 | 2,34 | 0,7897 |
| 14,425 | 2,305 | 0,8096 |
| 14,81 | 2,255 | 0,8225 |
| 15,195 | 2,18 | 0,8287 |
| 15,387 | 2,132 | 0,8277 |
| 15,772 | 1,973 | 0,804 |
| $n_{нд.пр} = 10950, \frac{об}{мин}$ | | |
| 15,387 | 2,724 | 0,7978 |
| 15,58 | 2,718 | 0,8092 |
| 15,964 | 2,696 | 0,8291 |
| 16,349 | 2,65 | 0,8438 |
| 16,734 | 2,54 | 0,8467 |
| 17,118 | 2,39 | 0,8403 |
| 17,593 | 2,165 | 0,8132 |
| $n_{нд.пр} = 11678, \frac{об}{мин}$ | | |
| 17,311 | 3,149 | 0,8195 |
| 17,695 | 3,123 | 0,837 |
| 18,08 | 3,053 | 0,8494 |
| 18,465 | 2,909 | 0,8546 |
| 18,849 | 2,704 | 0,8494 |
| 19,042 | 2,568 | 0,8401 |
| 19,234 | 2,384 | 0,8185 |
| $n_{нд.пр} = 12408, \frac{об}{мин}$ | | |
| 19,042 | 3,63 | 0,813 |
| 19,234 | 3,62 | 0,8231 |
| 19,619 | 3,59 | 0,8424 |
| 20,003 | 3,51 | 0,8568 |
| 20,388 | 3,325 | 0,8643 |
| 20,773 | 2,99 | 0,856 |
| 20,965 | 2,72 | 0,8348 |
| 21,032 | 2,43 | 0,7752 |

| $n_{нд.пр} = 13138, \frac{об}{мин}$ | | |
|-------------------------------------|---------------|--------------|
| $G_{в.кнд.пр}, \frac{кг}{с}$ | $\pi_{кнд}^*$ | $\eta_{кнд}$ |
| 23,081 | 4,52 | 0,8275 |
| 23,465 | 4,49 | 0,8454 |
| 23,85 | 4,44 | 0,8605 |
| 24,235 | 4,34 | 0,8738 |
| 24,62 | 4,15 | 0,883 |
| 24,812 | 4 | 0,8849 |
| 25,1 | 3,74 | 0,881 |
| 25,293 | 3,49 | 0,8728 |
| 25,418 | 3,26 | 0,8552 |
| 25,437 | 3,035 | 0,8174 |
| $n_{нд.пр} = 13868, \frac{об}{мин}$ | | |
| 28,274 | 5,71 | 0,8449 |
| 28,659 | 5,7 | 0,8589 |
| 28,851 | 5,687 | 0,8656 |
| 29,236 | 5,626 | 0,8779 |
| 29,62 | 5,462 | 0,8902 |
| 29,909 | 5,176 | 0,898 |
| 30,101 | 4,91 | 0,8995 |
| 30,294 | 4,63 | 0,8967 |
| 30,486 | 4,29 | 0,8876 |
| 30,553 | 4,036 | 0,871 |
| 30,576 | 3,67 | 0,8261 |
| $n_{нд.пр} = 14598, \frac{об}{мин}$ | | |
| 34,429 | 7,199 | 0,8559 |
| 34,814 | 7,19 | 0,8671 |
| 35,391 | 6,97 | 0,8854 |
| 35,45 | 6,69 | 0,8896 |
| 35,468 | 6,397 | 0,891 |
| 35,474 | 6,203 | 0,8907 |
| 35,481 | 5,945 | 0,8888 |
| 35,487 | 5,635 | 0,884 |
| 35,491 | 5,33 | 0,8763 |
| 35,493 | 5,1 | 0,8683 |
| $n_{нд.пр} = 15328, \frac{об}{мин}$ | | |
| 36,4 | 7,94 | 0,806 |
| 36,593 | 7,92 | 0,8168 |
| 36,665 | 7,83 | 0,826 |
| 36,679 | 7,67 | 0,8389 |
| 36,689 | 7,42 | 0,8512 |
| 36,691 | 7,187 | 0,8555 |
| 36,692 | 6,9 | 0,8579 |
| 36,693 | 6,67 | 0,8584 |
| 36,694 | 6,46 | 0,8573 |
| 36,695 | 6,2 | 0,8545 |
| 36,6955 | 5,9 | 0,8489 |
| 36,697 | 5,68 | 0,8424 |

Таблица А.2 – Характеристика КВД ТВДД Д-27

| $n_{вд.пр} = 100, \frac{об}{мин}$ | | |
|------------------------------------|---------------|--------------|
| $G_{в.пр.квд}, \frac{кг}{с}$ | $\pi_{квд}^*$ | $\eta_{квд}$ |
| 0,001 | 1 | 0,0908 |
| 0,019 | 0,998 | 0,1413 |
| 0,038 | 0,995 | 0,1918 |
| 0,056 | 0,99 | 0,2574 |
| 0,075 | 0,985 | 0,2675 |
| 0,151 | 0,98 | 0,2857 |
| 0,282 | 0,975 | 0,2927 |
| 0,377 | 0,95 | 0,2826 |
| 0,565 | 0,9 | 0,2423 |
| 0,753 | 0,775 | 0,1968 |
| 0,941 | 0,6 | 0,1514 |
| 1,13 | 0,4 | 0,111 |
| $n_{вд.пр} = 5530, \frac{об}{мин}$ | | |
| 0,998 | 1,343 | 0,5693 |
| 1,13 | 1,342 | 0,6016 |
| 1,318 | 1,341 | 0,6309 |
| 1,506 | 1,34 | 0,639 |
| 1,695 | 1,31 | 0,6299 |
| 1,883 | 1,25 | 0,5834 |
| 1,977 | 1,2 | 0,54 |
| 2,052 | 1,11 | 0,4946 |
| 2,071 | 1 | 0,4815 |
| 2,076 | 0,8 | 0,4542 |
| 2,08 | 0,6 | 0,429 |
| 2,09 | 0,4 | 0,3957 |
| $n_{вд.пр} = 7900, \frac{об}{мин}$ | | |
| 1,883 | 1,674 | 0,753 |
| 2,071 | 1,673 | 0,7671 |
| 2,259 | 1,672 | 0,7803 |
| 2,391 | 1,671 | 0,7894 |
| 2,448 | 1,67 | 0,7914 |
| 2,542 | 1,665 | 0,7883 |
| 2,636 | 1,653 | 0,7853 |
| 2,787 | 1,624 | 0,7651 |
| 2,824 | 1,615 | 0,7591 |
| 2,871 | 1,56 | 0,7369 |
| 2,89 | 1,52 | 0,6955 |
| 2,918 | 1,39 | 0,648 |
| 2,928 | 1,3 | 0,6157 |
| 2,937 | 1,2 | 0,5855 |
| 2,956 | 1,1 | 0,5501 |
| $n_{вд.пр} = 9480, \frac{об}{мин}$ | | |
| 2,542 | 2,033 | 0,7782 |
| 2,824 | 2,032 | 0,7964 |
| 3,012 | 2,031 | 0,8095 |
| 3,201 | 2,023 | 0,8229 |
| 3,314 | 2,017 | 0,8257 |
| 3,389 | 2,004 | 0,8247 |
| 3,483 | 1,98 | 0,8196 |
| 3,577 | 1,933 | 0,81 |
| 3,634 | 1,85 | 0,7999 |
| 3,671 | 1,63 | 0,7894 |
| 3,672 | 1,6 | 0,7237 |
| 3,674 | 1,55 | 0,6662 |
| 3,676 | 1,4 | 0,6258 |

| $n_{вд.пр} = 11060, \frac{об}{мин}$ | | |
|-------------------------------------|---------------|--------------|
| $G_{в.пр.квд}, \frac{кг}{с}$ | $\pi_{квд}^*$ | $\eta_{квд}$ |
| 3,577 | 2,587 | 0,8126 |
| 3,766 | 2,585 | 0,8312 |
| 3,954 | 2,57 | 0,8449 |
| 4,142 | 2,534 | 0,8533 |
| 4,236 | 2,506 | 0,855 |
| 4,33 | 2,464 | 0,8506 |
| 4,368 | 2,415 | 0,8459 |
| 4,406 | 2,31 | 0,8378 |
| 4,425 | 2,2 | 0,8328 |
| 4,426 | 1,87 | 0,7702 |
| 4,4265 | 1,76 | 0,6864 |
| 4,428 | 1,5 | 0,6561 |
| $n_{вд.пр} = 12640, \frac{об}{мин}$ | | |
| 4,293 | 3,328 | 0,8123 |
| 4,519 | 3,318 | 0,8343 |
| 4,707 | 3,286 | 0,8479 |
| 4,895 | 3,236 | 0,858 |
| 5,008 | 3,2 | 0,8624 |
| 5,084 | 3,155 | 0,864 |
| 5,14 | 3,116 | 0,862 |
| 5,215 | 3,027 | 0,855 |
| 5,253 | 2,91 | 0,8469 |
| 5,272 | 2,65 | 0,8408 |
| 5,273 | 2,3 | 0,747 |
| 5,274 | 2 | 0,7369 |
| 5,275 | 1,74 | 0,6763 |
| $n_{вд.пр} = 13430, \frac{об}{мин}$ | | |
| 5,084 | 3,82 | 0,8292 |
| 5,272 | 3,8 | 0,8439 |
| 5,46 | 3,77 | 0,856 |
| 5,648 | 3,72 | 0,864 |
| 5,743 | 3,67 | 0,8661 |
| 5,799 | 3,63 | 0,8645 |
| 5,874 | 3,56 | 0,859 |
| 5,931 | 3,49 | 0,8529 |
| 5,984 | 3,25 | 0,8398 |
| 5,9845 | 2,8 | 0,7671 |
| 5,985 | 2,3 | 0,7268 |
| 5,986 | 1,92 | 0,6864 |
| $n_{вд.пр} = 14220, \frac{об}{мин}$ | | |
| 5,272 | 4,41 | 0,8005 |
| 5,743 | 4,407 | 0,8251 |
| 5,968 | 4,403 | 0,8414 |
| 6,213 | 4,372 | 0,8557 |
| 6,402 | 4,3 | 0,8634 |
| 6,496 | 4,25 | 0,8661 |
| 6,59 | 4,174 | 0,8671 |
| 6,684 | 4,1 | 0,864 |
| 6,74 | 4,05 | 0,86 |
| 6,778 | 4 | 0,858 |
| 6,872 | 3,7 | 0,8338 |
| 6,873 | 3,22 | 0,8105 |
| 6,874 | 2,75 | 0,6844 |

| $n_{вд.пр} = 14615, \frac{об}{мин}$ | | |
|-------------------------------------|---------------|--------------|
| $G_{в.пр.квд}, \frac{кг}{с}$ | $\pi_{квд}^*$ | $\eta_{квд}$ |
| 5,837 | 4,752 | 0,8035 |
| 6,119 | 4,751 | 0,8252 |
| 6,307 | 4,75 | 0,8388 |
| 6,496 | 4,73 | 0,8503 |
| 6,684 | 4,676 | 0,859 |
| 6,872 | 4,58 | 0,8648 |
| 6,966 | 4,52 | 0,8661 |
| 7,06 | 4,44 | 0,8636 |
| 7,155 | 4,345 | 0,857 |
| 7,211 | 4,2 | 0,8509 |
| 7,249 | 3,9 | 0,8338 |
| 7,258 | 3,56 | 0,8156 |
| 7,268 | 3 | 0,6864 |
| $n_{вд.пр} = 15010, \frac{об}{мин}$ | | |
| 6,402 | 5,12 | 0,8146 |
| 6,59 | 5,119 | 0,8295 |
| 6,74 | 5,118 | 0,8393 |
| 6,912 | 5,076 | 0,8484 |
| 7,155 | 5,012 | 0,8585 |
| 7,343 | 4,904 | 0,863 |
| 7,437 | 4,835 | 0,8616 |
| 7,531 | 4,75 | 0,8575 |
| 7,625 | 4,6 | 0,8489 |
| 7,672 | 4,46 | 0,8398 |
| 7,673 | 4,2 | 0,8156 |
| 7,674 | 3,93 | 0,7772 |
| 7,675 | 3,65 | 0,7268 |
| 7,676 | 3,28 | 0,6864 |
| $n_{вд.пр} = 15405, \frac{об}{мин}$ | | |
| 6,59 | 5,5 | 0,8025 |
| 6,872 | 5,499 | 0,8199 |
| 7,117 | 5,498 | 0,8345 |
| 7,324 | 5,47 | 0,8459 |
| 7,531 | 5,382 | 0,8544 |
| 7,719 | 5,265 | 0,859 |
| 7,814 | 5,195 | 0,86 |
| 7,908 | 5,115 | 0,8582 |
| 8,002 | 5,02 | 0,854 |
| 8,096 | 4,79 | 0,8408 |
| 8,097 | 4,25 | 0,8146 |
| 8,098 | 3,9 | 0,7571 |
| 8,099 | 3,5 | 0,6864 |
| $n_{вд.пр} = 15800, \frac{об}{мин}$ | | |
| 7,249 | 5,915 | 0,8065 |
| 7,625 | 5,914 | 0,8301 |
| 7,814 | 5,896 | 0,8391 |
| 8,096 | 5,8 | 0,8509 |
| 8,247 | 5,7 | 0,8552 |
| 8,341 | 5,63 | 0,8562 |
| 8,435 | 5,55 | 0,855 |
| 8,529 | 5,455 | 0,8514 |
| 8,604 | 5,355 | 0,8449 |
| 8,661 | 5,2 | 0,8338 |
| 8,662 | 4,95 | 0,8277 |
| 8,663 | 4,4 | 0,7572 |
| 8,664 | 4 | 0,6803 |

| $n_{вд.пр} = 16116, \frac{об}{мин}$ | | |
|-------------------------------------|---------------|--------------|
| $G_{в.пр.квд}, \frac{кг}{с}$ | $\pi_{квд}^*$ | $\eta_{квд}$ |
| 7,625 | 6,22 | 0,8116 |
| 7,87 | 6,21 | 0,8263 |
| 8,021 | 6,19 | 0,8342 |
| 8,247 | 6,1 | 0,8447 |
| 8,435 | 5,97 | 0,8504 |
| 8,529 | 5,89 | 0,8515 |
| 8,604 | 5,817 | 0,8509 |
| 8,68 | 5,725 | 0,8489 |
| 8,755 | 5,6 | 0,8439 |
| 8,756 | 5,3 | 0,8277 |
| 8,757 | 4,98 | 0,8095 |
| 8,758 | 4,5 | 0,7571 |
| 8,759 | 4,05 | 0,6834 |
| $n_{вд.пр} = 16590, \frac{об}{мин}$ | | |
| 7,719 | 6,641 | 0,783 |
| 7,943 | 6,64 | 0,8008 |
| 8,115 | 6,639 | 0,8108 |
| 8,284 | 6,618 | 0,8206 |
| 8,529 | 6,5 | 0,8307 |
| 8,699 | 6,34 | 0,8358 |
| 8,774 | 6,255 | 0,8368 |
| 8,849 | 6,155 | 0,8358 |
| 8,906 | 5,95 | 0,8307 |
| 8,907 | 5,85 | 0,8126 |
| 8,908 | 5,75 | 0,7823 |
| 8,909 | 5,65 | 0,7253 |

Таблица А.3 – Характеристика ТВД ТВВД Д-27

| $\bar{G}_{Г.ТВД}, \frac{кг}{с} \cdot K^{0,5} \cdot \frac{см^2}{кгс}$ | $\pi_{ТВД}^*$ | $\eta_{ТВД}$ |
|--|---------------|--------------|
| 39,755 | 1,32 | 0,8242 |
| 40,742 | 1,37 | 0,8466 |
| 41,909 | 1,45 | 0,8639 |
| 42,896 | 1,55 | 0,8731 |
| 43,703 | 1,65 | 0,8767 |
| 44,242 | 1,8 | 0,8792 |
| 44,376 | 2 | 0,8782 |
| 44,376 | 2,2 | 0,8762 |
| 44,376 | 2,5 | 0,8721 |
| 44,376 | 2,8 | 0,868 |

Таблица А.4 – Характеристика ТНД ТВВД Д-27

| $\bar{G}_{Г.ТНД}, \frac{кг}{с} \cdot K^{0,5} \cdot \frac{см^2}{кгс}$ | $\pi_{ТНД}^*$ | $\eta_{ТНД}$ |
|--|---------------|--------------|
| 84,139 | 1,2 | 0,9064 |
| 96,832 | 1,3 | 0,9059 |
| 103,541 | 1,4 | 0,9054 |
| 108,219 | 1,5 | 0,9049 |
| 111,308 | 1,6 | 0,9046 |
| 113,603 | 1,7 | 0,9043 |
| 114,928 | 1,8 | 0,9039 |
| 115,81 | 1,9 | 0,9034 |
| 116,119 | 2 | 0,9024 |
| 116,163 | 2,1 | 0,9014 |
| 116,163 | 2,2 | 0,899 |

Таблица А.5 – Характеристика ТВВ ТВВД Д-27

| | | | | | |
|--|----------------------|---------------------|--|----------------------|---------------------|
| $n_{\text{ТВВ}} = 165,5, \frac{\text{об}}{\text{с}}$ | | | $n_{\text{ТВВ}} = 249, \frac{\text{об}}{\text{с}}$ | | |
| $\bar{G}_{\text{Г.ТВВ}}, \frac{\text{КГ}}{\text{С}} \cdot \text{К}^{0,5} \cdot \frac{\text{СМ}^2}{\text{КГС}}$ | $\pi_{\text{ТВВ}}^*$ | $\eta_{\text{ТВВ}}$ | $\bar{G}_{\text{Г.ТВВ}}, \frac{\text{КГ}}{\text{С}} \cdot \text{К}^{0,5} \cdot \frac{\text{СМ}^2}{\text{КГС}}$ | $\pi_{\text{ТВВ}}^*$ | $\eta_{\text{ТВВ}}$ |
| 46,755 | 1,18 | 0,187 | 24,78 | 1,2 | 0,0752 |
| 74,808 | 1,3 | 0,31 | 64,522 | 1,5 | 0,2124 |
| 119,225 | 1,5 | 0,5184 | 102,393 | 1,8 | 0,3405 |
| 156,629 | 1,7 | 0,7522 | 125,771 | 2 | 0,4269 |
| 185,15 | 2 | 0,864 | 148,681 | 2,2 | 0,5184 |
| 197,306 | 2,4 | 0,8833 | 166,915 | 2,4 | 0,6038 |
| 206,657 | 3 | 0,8884 | 186,786 | 2,8 | 0,7817 |
| 210,397 | 4 | 0,8803 | 194,968 | 3,4 | 0,8722 |
| 211,8 | 5 | 0,8701 | 199,644 | 4,2 | 0,9128 |
| 211,987 | 6 | 0,8539 | 201,046 | 4,9 | 0,9291 |
| 212,174 | 6,6 | 0,8437 | 201,748 | 5,7 | 0,9372 |
| $n_{\text{ТВВ}} = 191, \frac{\text{об}}{\text{с}}$ | | | $n_{\text{ТВВ}} = 263, \frac{\text{об}}{\text{с}}$ | | |
| 39,742 | 1,2 | 0,1586 | 30,858 | 1,3 | 0,1118 |
| 104,264 | 1,5 | 0,3903 | 72,938 | 1,64 | 0,2328 |
| 155,694 | 1,8 | 0,6282 | 102,861 | 1,9 | 0,3253 |
| 176,734 | 2 | 0,7858 | 134,187 | 2,22 | 0,4432 |
| 187,02 | 2,2 | 0,86 | 171,591 | 2,6 | 0,5967 |
| 192,864 | 2,4 | 0,8894 | 181,877 | 2,8 | 0,675 |
| 201,046 | 2,88 | 0,9128 | 187,955 | 3,1 | 0,7827 |
| 205,722 | 3,4 | 0,926 | 191,228 | 3,4 | 0,8366 |
| 208,294 | 4,2 | 0,9311 | 195,062 | 3,8 | 0,8722 |
| 209,462 | 4,9 | 0,9291 | 197,119 | 4,2 | 0,8935 |
| 209,93 | 5,7 | 0,9209 | 198,709 | 4,9 | 0,9128 |
| 210,117 | 6,6 | 0,9108 | 199,457 | 5,71 | 0,924 |
| $n_{\text{ТВВ}} = 213, \frac{\text{об}}{\text{с}}$ | | | 199,644 | 6,6 | 0,926 |
| 32,729 | 1,2 | 0,122 | $n_{\text{ТВВ}} = 294,6, \frac{\text{об}}{\text{с}}$ | | |
| 85,094 | 1,5 | 0,3171 | 31,326 | 1,3 | 0,0895 |
| 131,382 | 1,8 | 0,5103 | 58,911 | 1,6 | 0,1708 |
| 157,564 | 2 | 0,6363 | 84,627 | 1,86 | 0,2419 |
| 178,604 | 2,2 | 0,7766 | 108,004 | 2,1 | 0,306 |
| 186,552 | 2,4 | 0,8417 | 136,057 | 2,4 | 0,3903 |
| 194,968 | 2,8 | 0,8905 | 163,643 | 2,8 | 0,5001 |
| 201,28 | 3,4 | 0,9209 | 181,409 | 3,35 | 0,6506 |
| 205,254 | 4,2 | 0,9372 | 189,358 | 3,9 | 0,801 |
| 207,125 | 4,9 | 0,9423 | 191,695 | 4,2 | 0,8335 |
| 207,592 | 5,7 | 0,9403 | 194,501 | 5 | 0,8701 |
| 207,686 | 6,6 | 0,9301 | 196,371 | 6 | 0,8935 |
| $n_{\text{ТВВ}} = 229, \frac{\text{об}}{\text{с}}$ | | | 196,839 | 6,6 | 0,8986 |
| 28,754 | 1,2 | 0,0935 | $n_{\text{ТВВ}} = 325,9, \frac{\text{об}}{\text{с}}$ | | |
| 76,711 | 1,5 | 0,2572 | 31,326 | 1,38 | 0,0813 |
| 120,16 | 1,8 | 0,4147 | 59,846 | 1,7 | 0,1494 |
| 146,811 | 2 | 0,5286 | 85,562 | 2 | 0,2114 |
| 168,318 | 2,2 | 0,6302 | 119,693 | 2,4 | 0,2948 |
| 182,111 | 2,4 | 0,741 | 147,278 | 2,8 | 0,3781 |
| 191,695 | 2,8 | 0,86 | 165,045 | 3,2 | 0,4615 |
| 198,709 | 3,4 | 0,9057 | 173,929 | 3,6 | 0,5509 |
| 202,917 | 4,2 | 0,9311 | 181,409 | 4,2 | 0,6689 |
| 204,787 | 4,9 | 0,9392 | 187,488 | 5 | 0,7898 |
| 205,254 | 5,7 | 0,9433 | 190,76 | 6 | 0,8284 |
| 205,254 | 6,6 | 0,9352 | 191,228 | 6,6 | 0,8376 |

ПРИЛОЖЕНИЕ Б
(обязательное)

Результаты исследования адекватности разработанной ММ ТВВД Д-27, представленные в графическом виде

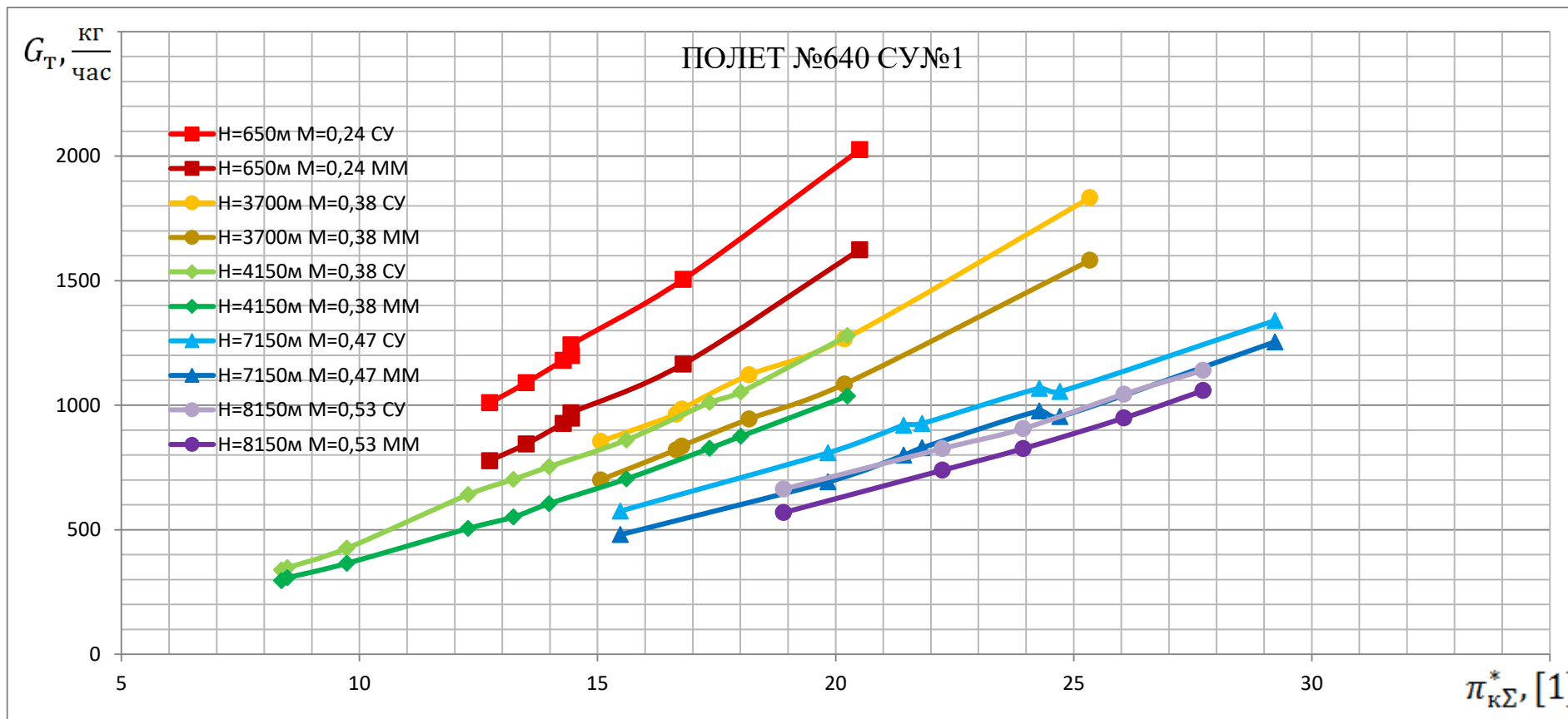


Рисунок Б.1 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №1, измеренных в процессе летных испытаний (полет №640 от 31.10.12), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, при различных условиях полета

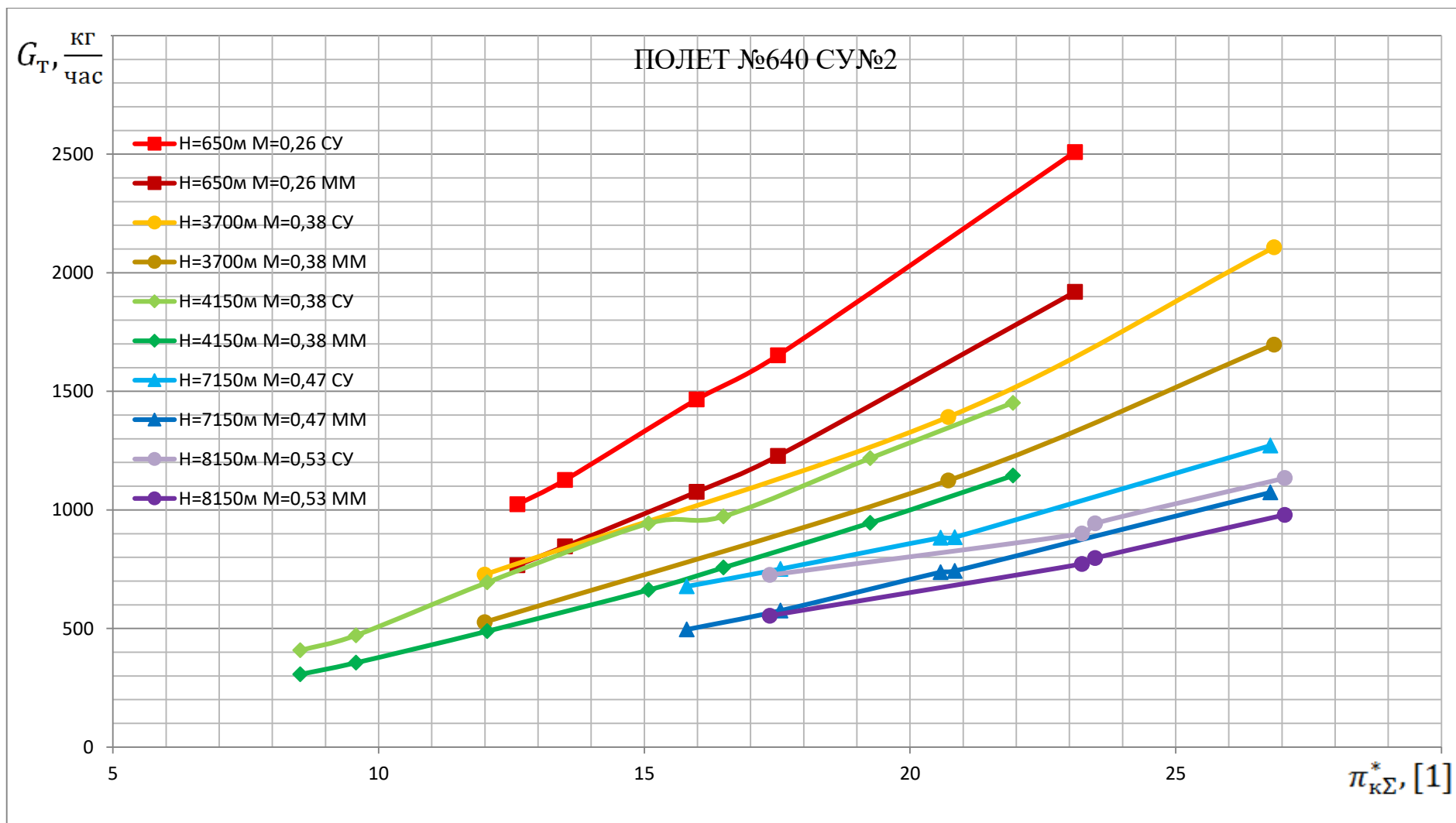


Рисунок Б.2 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №2, измеренных в процессе летных испытаний (полет №640 от 31.10.12), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, при различных условиях полета

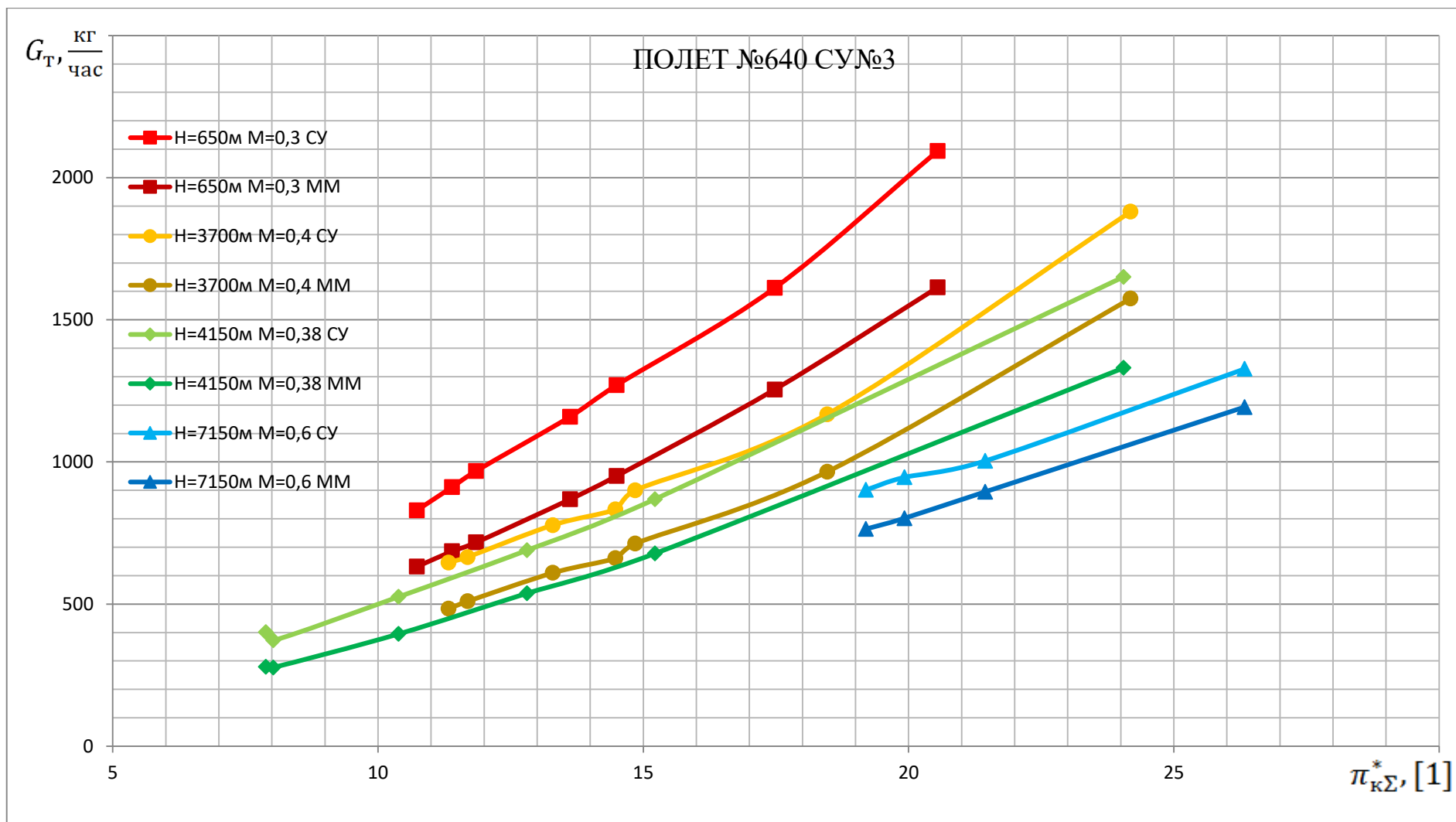


Рисунок Б.3 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №3, измеренных в процессе летных испытаний (полет №640 от 31.10.12), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, при различных условиях полета

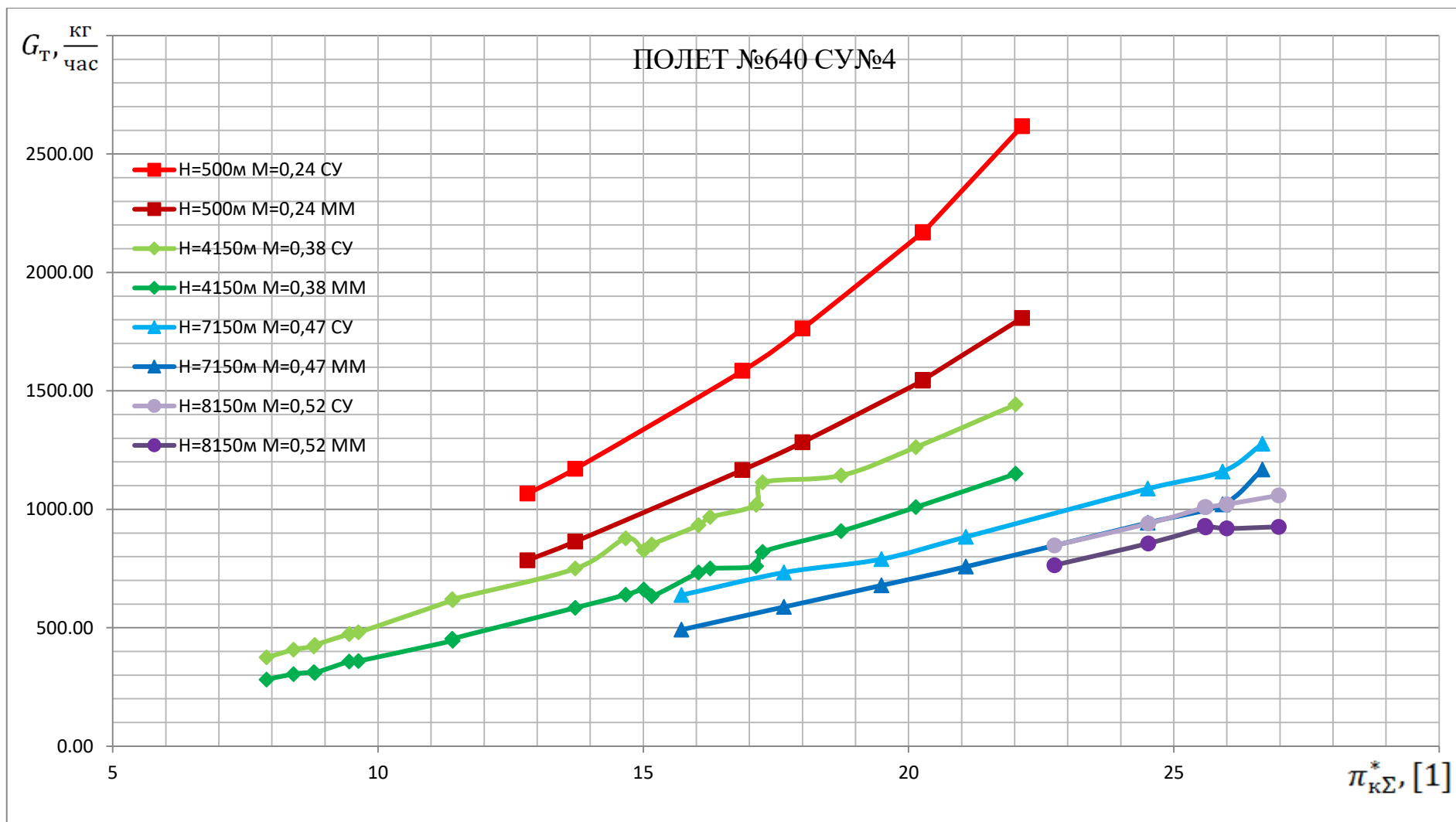


Рисунок Б.4 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №4, измеренных в процессе летных испытаний (полет №640 от 31.10.12), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, при различных условиях полета

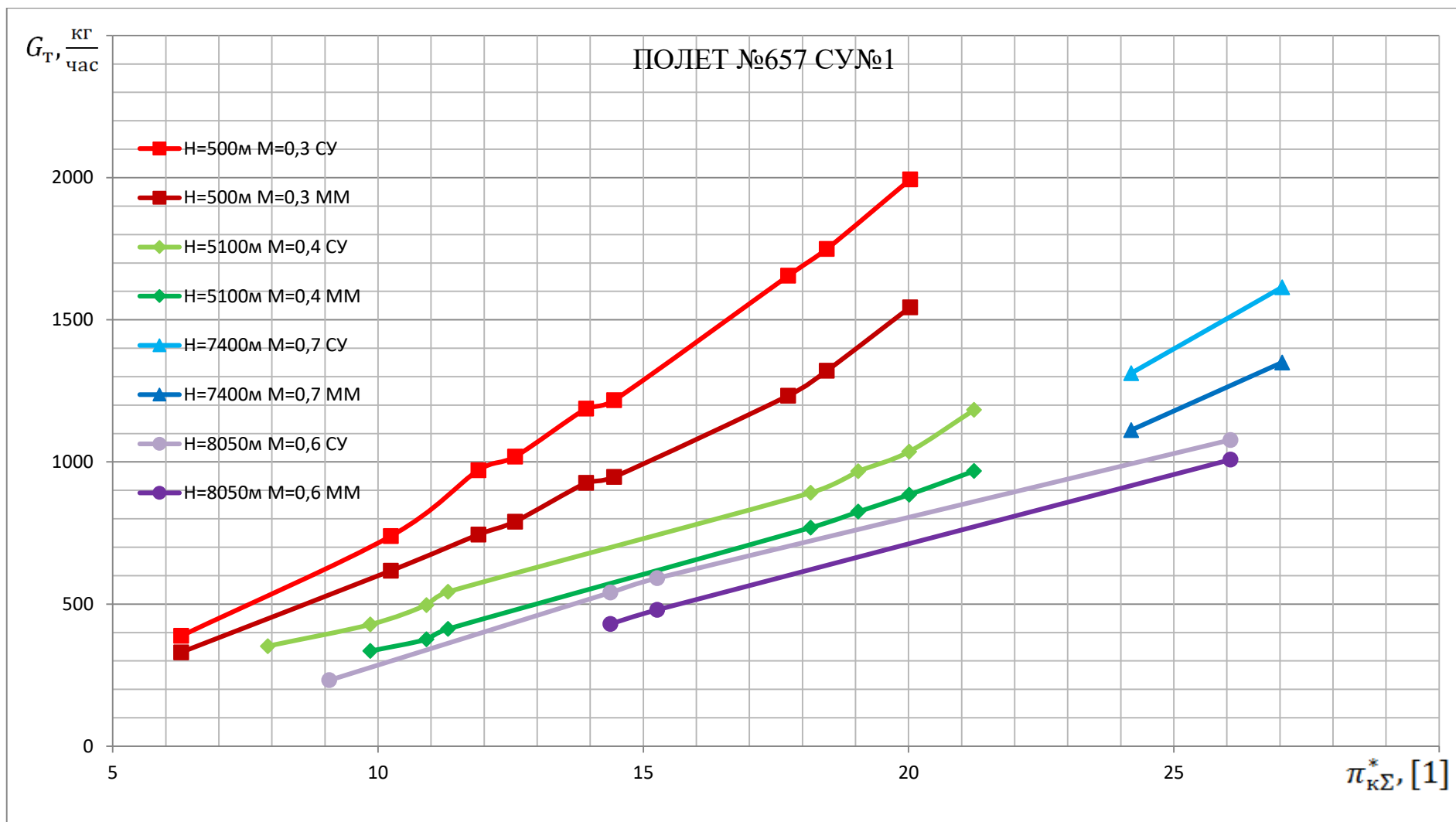


Рисунок Б.5 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №1, измеренных в процессе летных испытаний (полет №657 от 27.01.13), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, при различных условиях полета

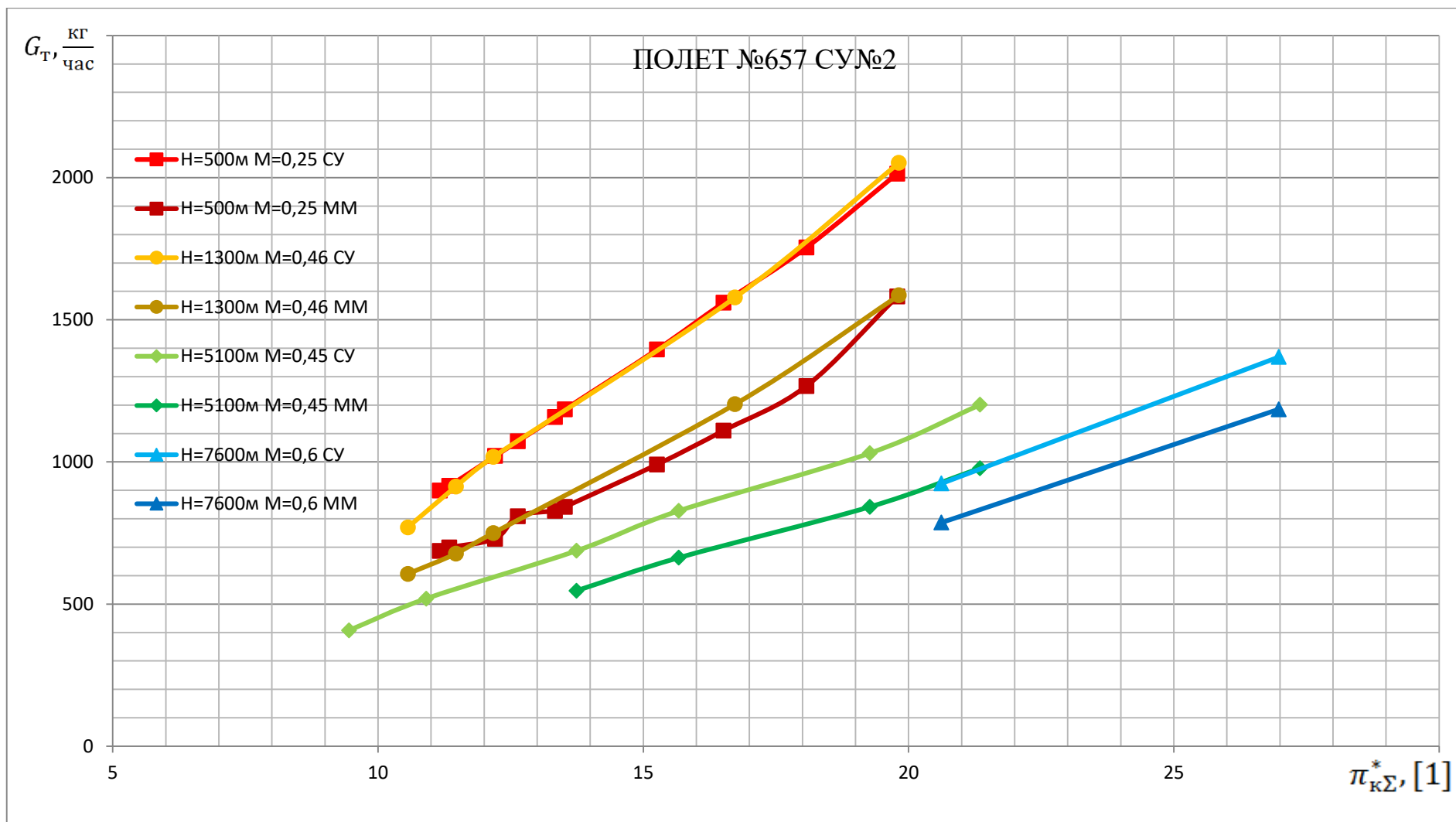


Рисунок Б.6 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №2, измеренных в процессе летных испытаний (полет №657 от 27.01.13), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, при различных условиях полета

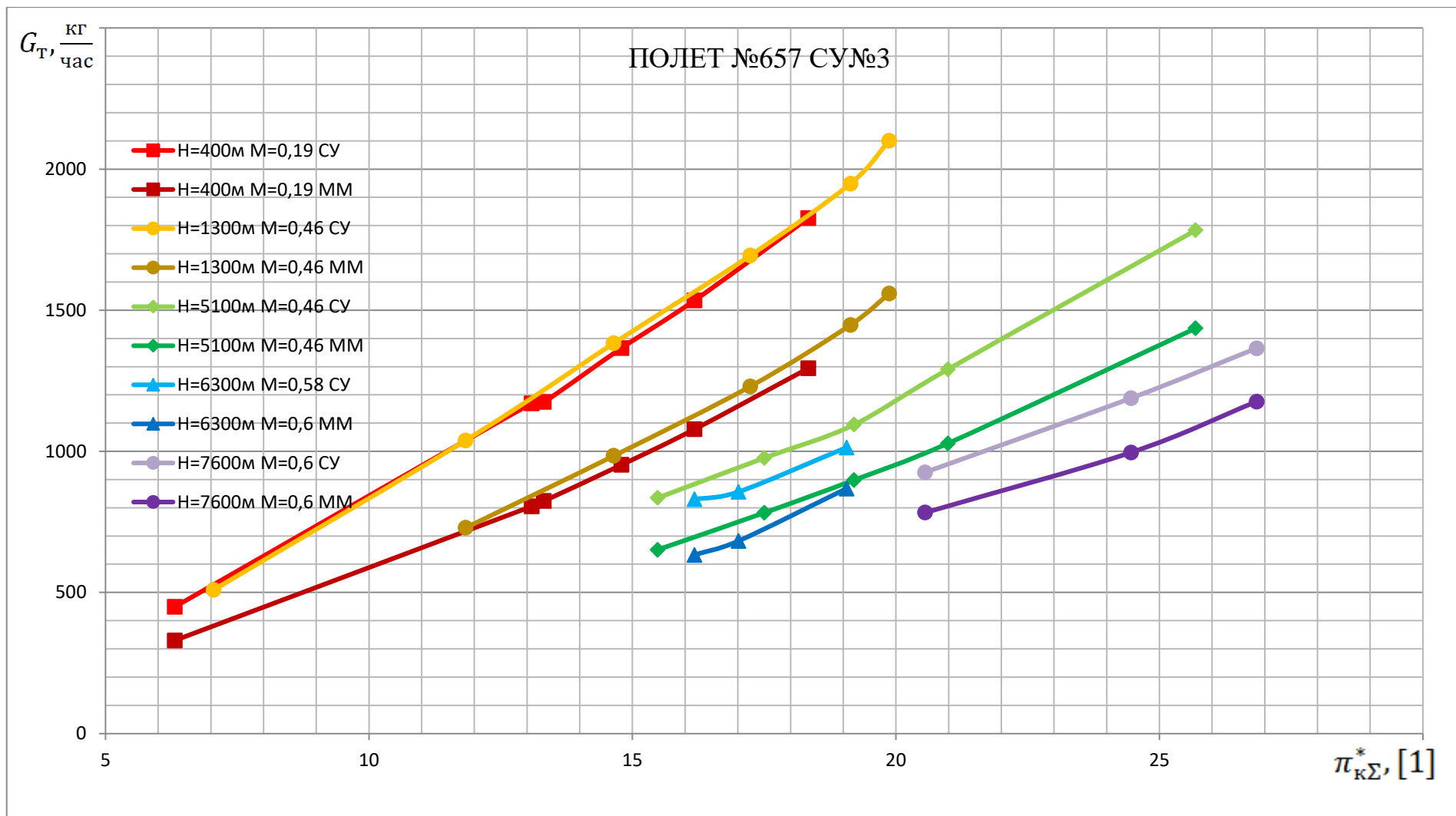


Рисунок Б.7 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №3, измеренных в процессе летных испытаний (полет №657 от 27.01.13), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, при различных условиях полета

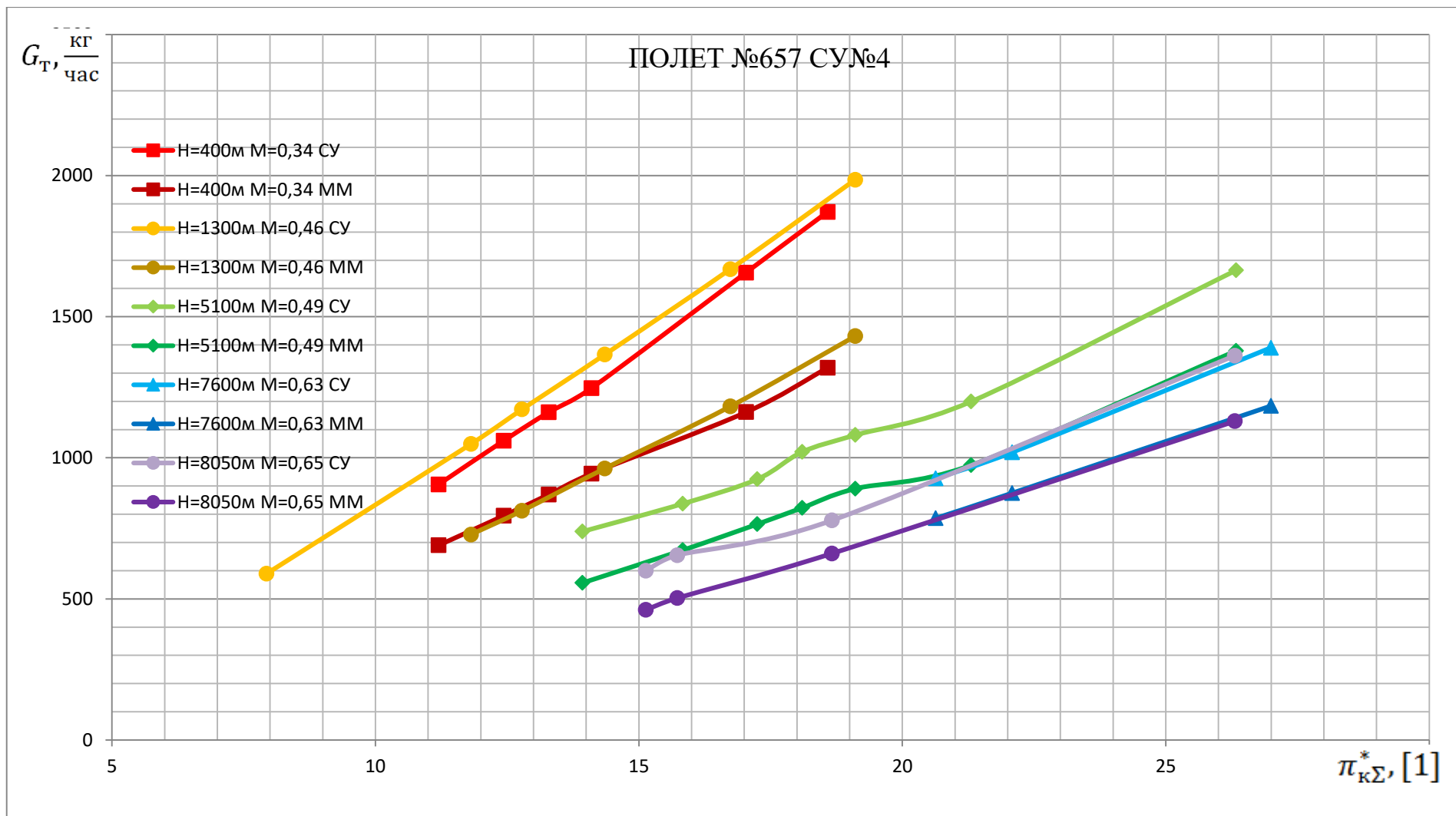


Рисунок Б.8 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №4, измеренных в процессе летных испытаний (полет №657 от 27.01.13), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, при различных условиях полета

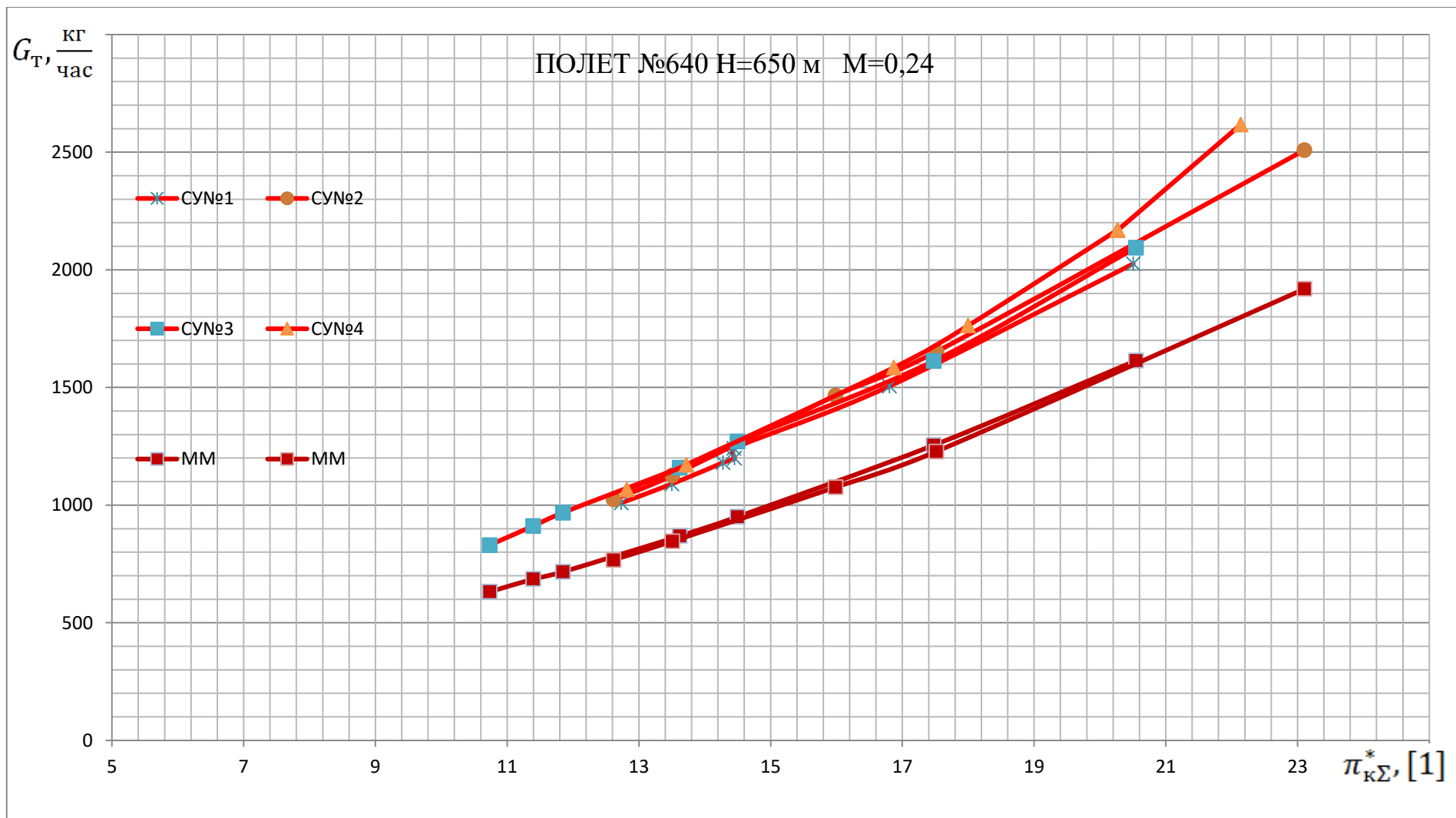


Рисунок Б.9 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №1,2,3,4, измеренных в процессе летных испытаний (полет №640 от 31.10.12), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на высоте $H = 650$ м и при числе Маха $M = 0,24$

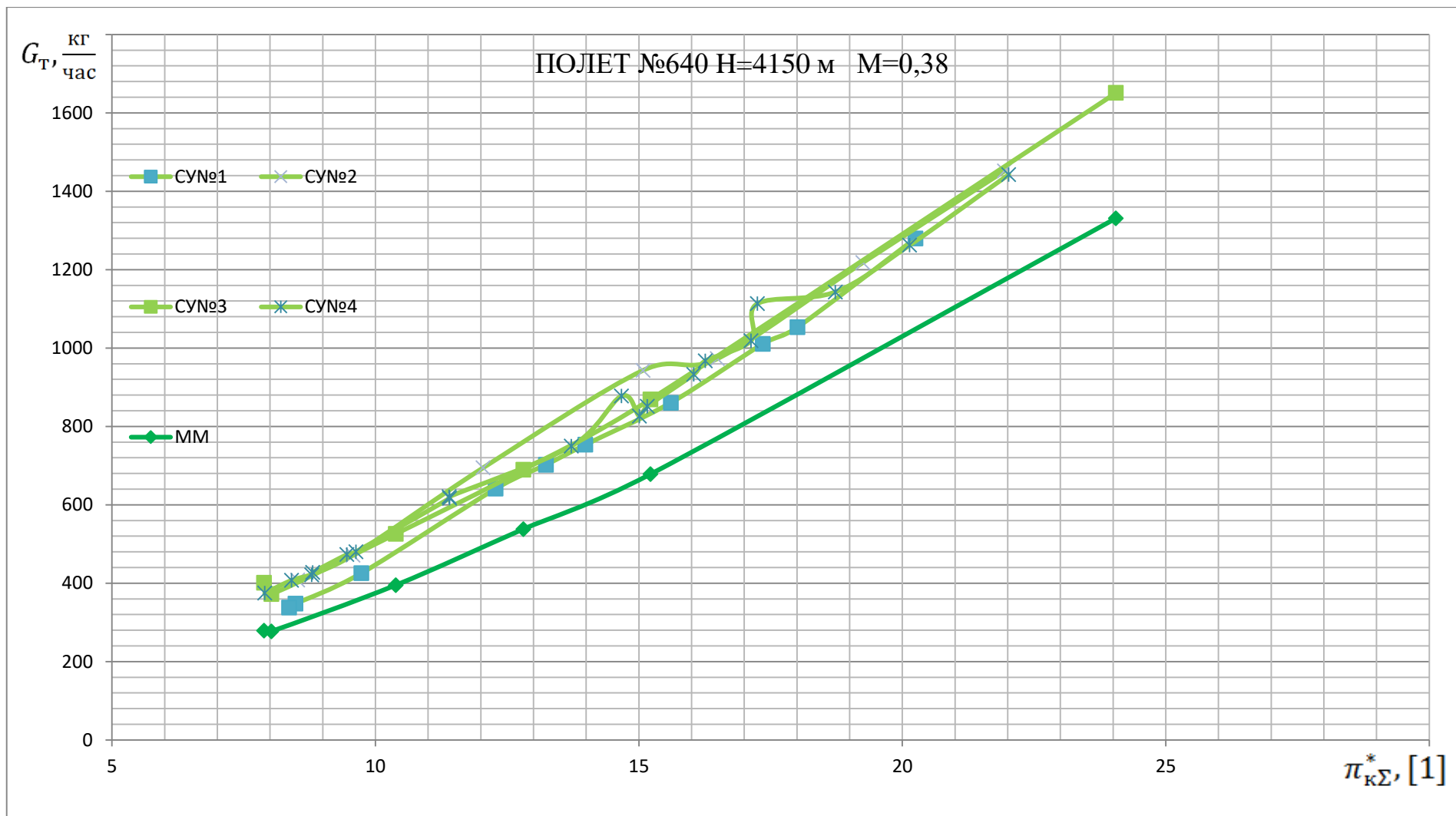


Рисунок Б.10 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №1,2,3,4, измеренных в процессе летных испытаний (полет №640 от 31.10.12), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на высоте $H = 4150$ м и при числе Маха $M = 0,38$

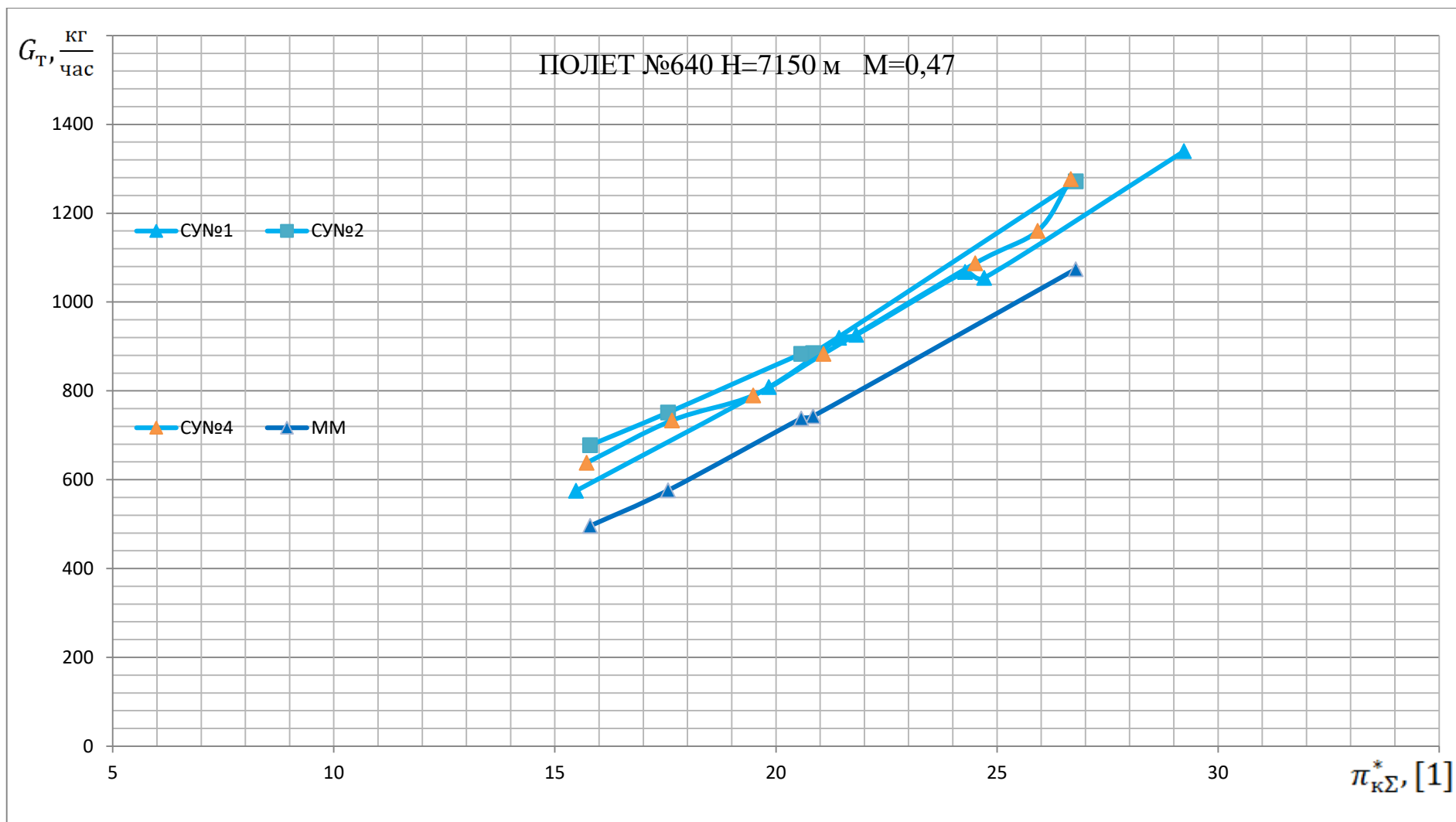


Рисунок Б.11 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №1,2,4, измеренных в процессе летных испытаний (полет №640 от 31.10.12), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на высоте $H = 7150$ м и при числе Маха $M = 0,47$



Рисунок Б.12 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №1,2,4, измеренных в процессе летных испытаний (полет №640 от 31.10.12), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на высоте $H = 8150$ м и при числе Маха $M = 0,53$ (полет №640 от 31.10.12)

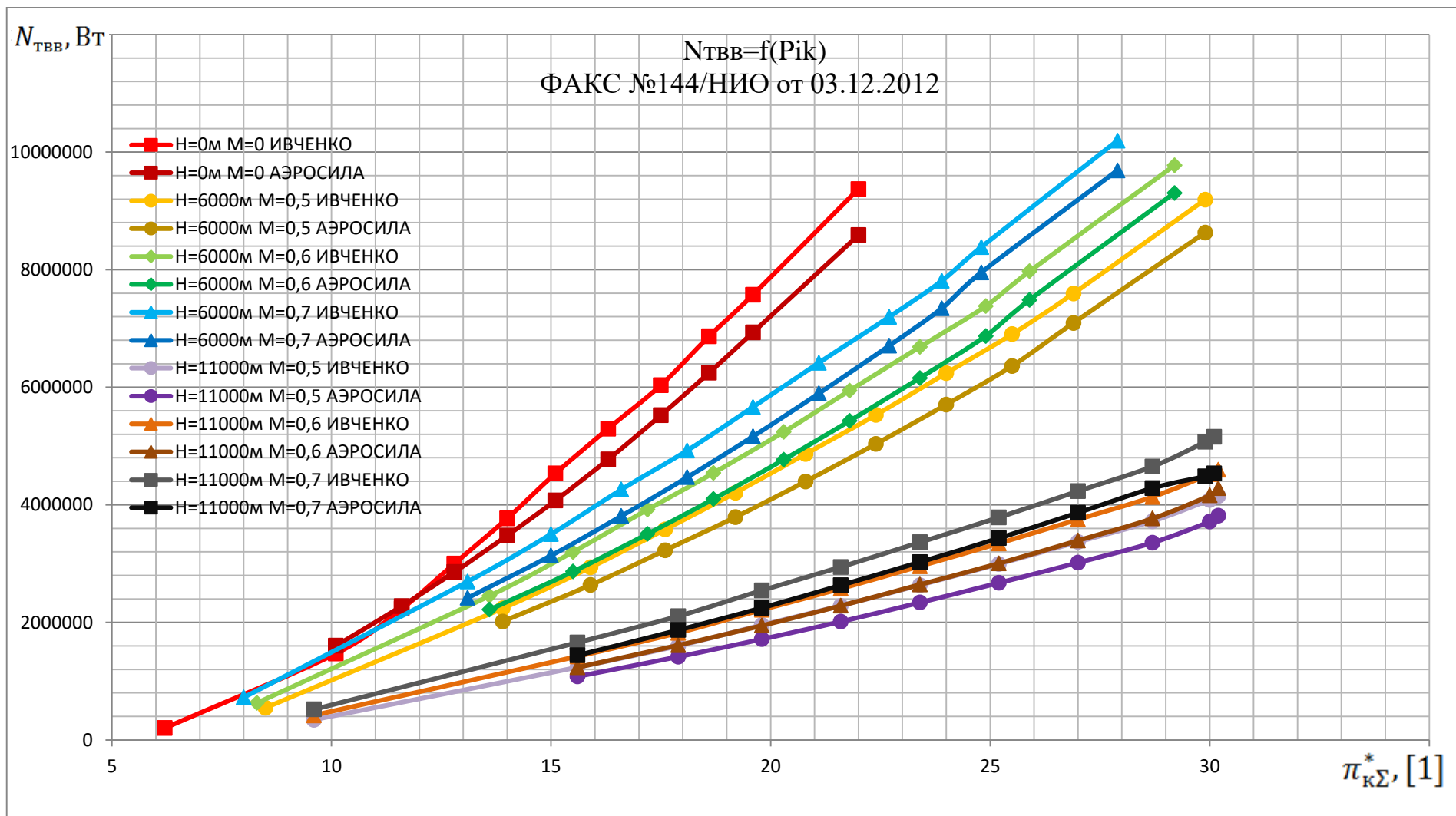


Рисунок Б.13 – Сравнение мощностей, развиваемых ТВВ, по экспериментально-расчетным данным ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с мощностями, развиваемыми ТВВ, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, в различных условиях полета (параметры атмосферы соответствуют МСА, Факс №330/3485 от 26.06.2013, ОАО «УНПП «Молния» [81])

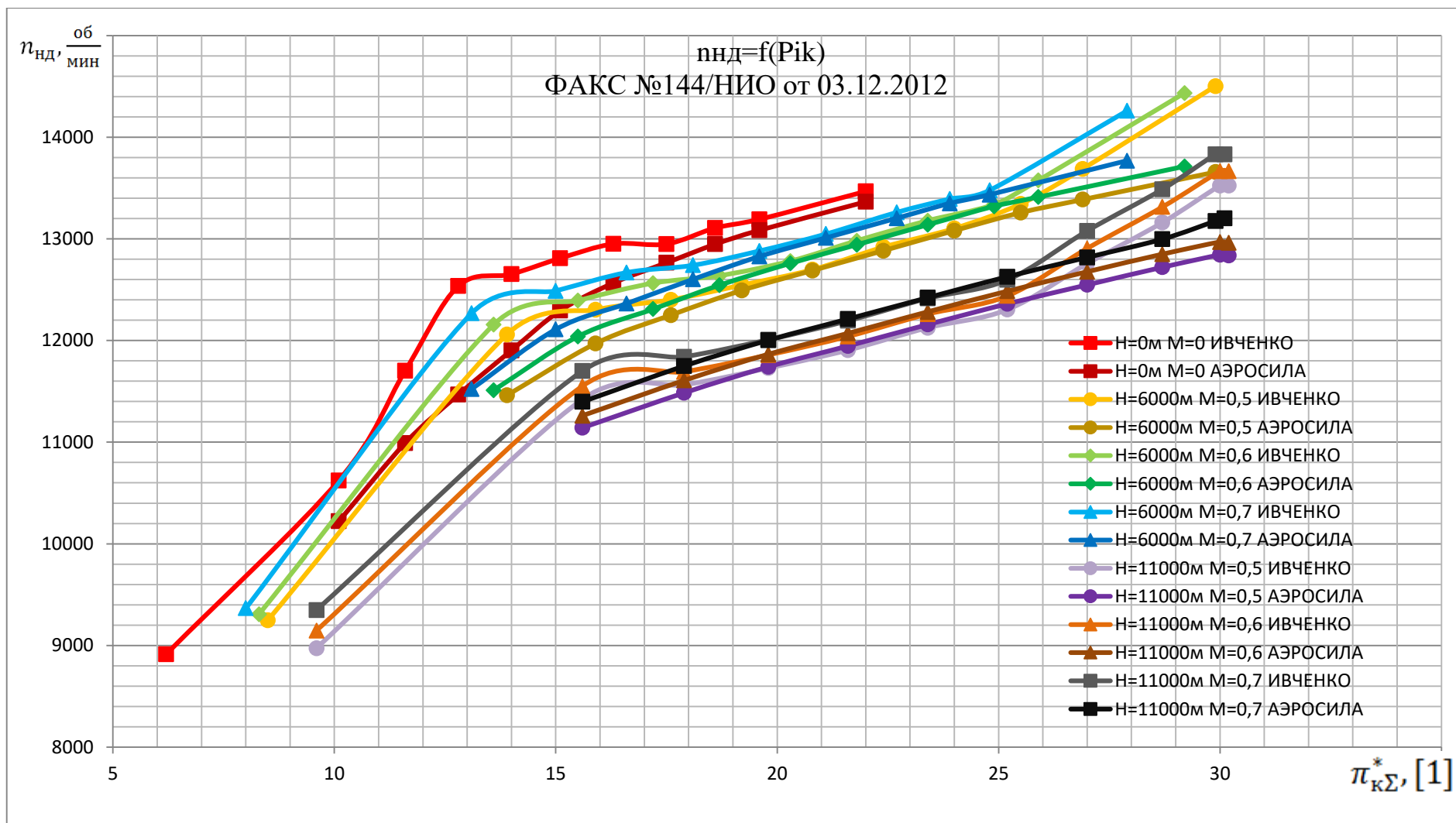


Рисунок Б.14 – Сравнение частот вращения ротора НД по экспериментально-расчетным данным ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с частотами вращения ротора НД, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, в различных условиях полета (параметры атмосферы соответствуют МСА, Факс №330/3485 от 26.06.2013, ОАО «УНПП «Молния» [81])

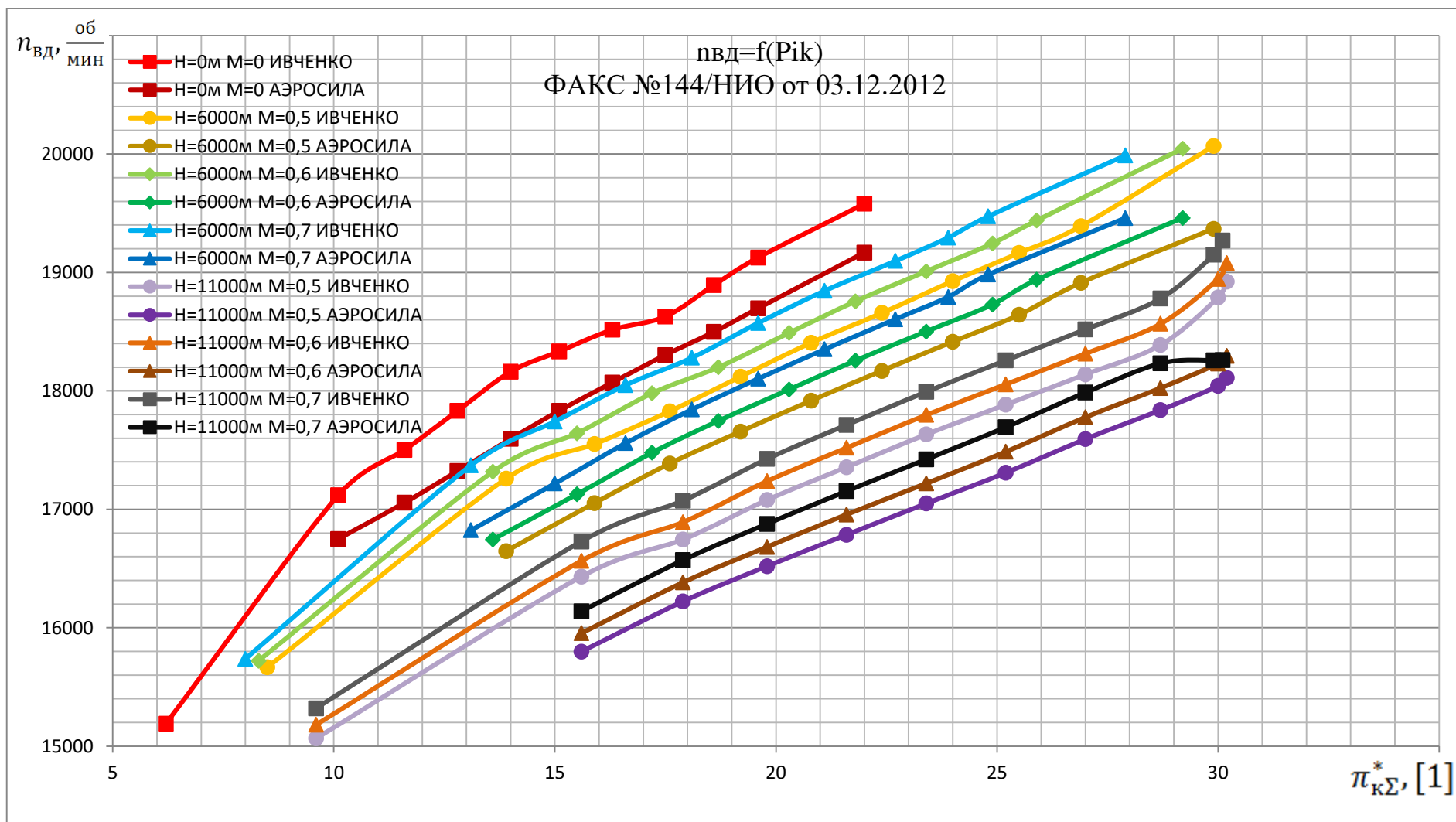


Рисунок Б.15 – Сравнение частот вращения ротора ВД по экспериментально-расчетным данным ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с частотами вращения ротора ВД, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, в различных условиях полета (параметры атмосферы соответствуют МСА, Факс №330/3485 от 26.06.2013, ОАО «УНПП «Молния» [81])

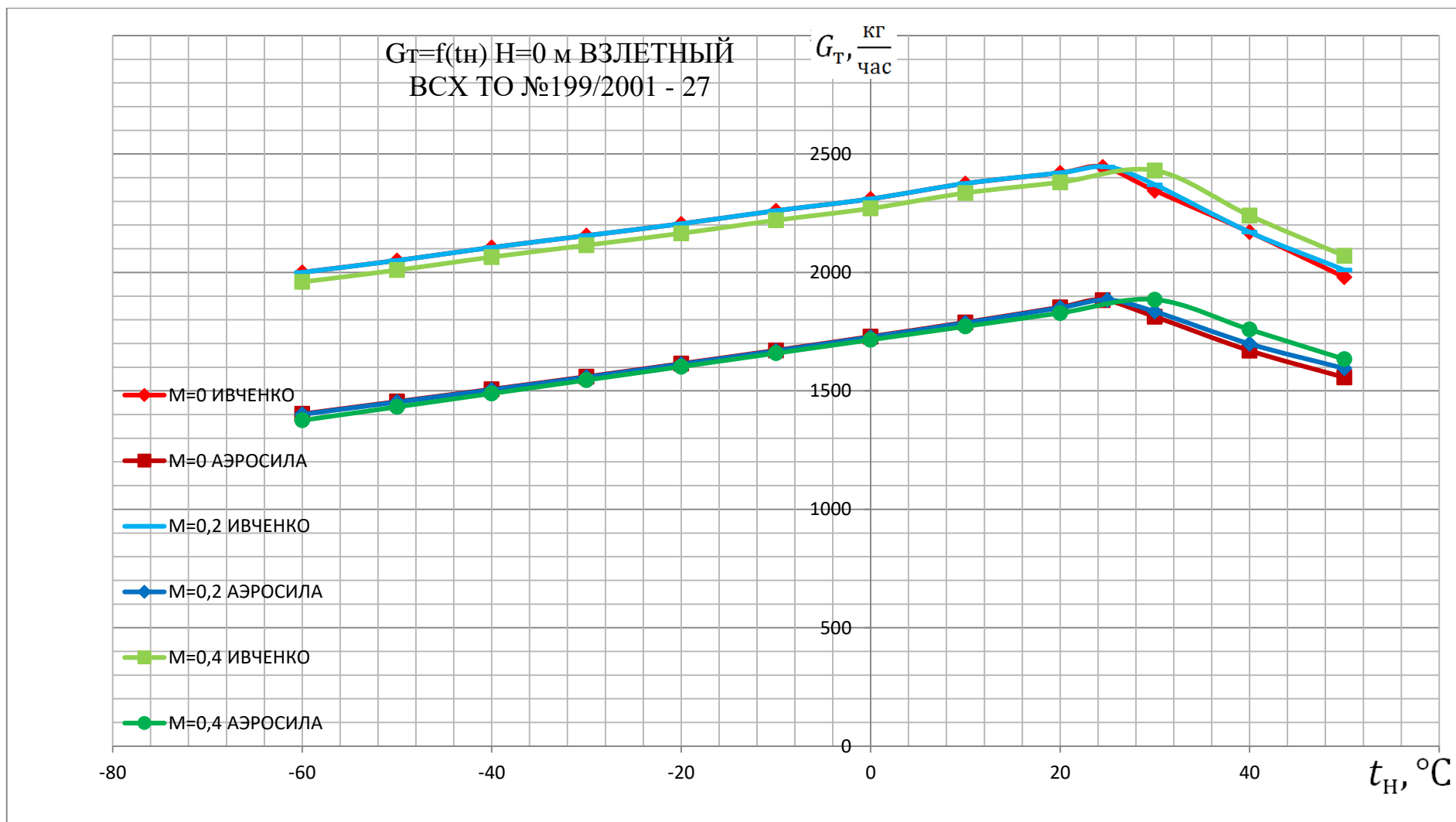


Рисунок Б.16 – Сравнение расходов топлива в КС по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на взлетном режиме, высоте полета $H = 0$ м при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО № 199/2001-27 [82])

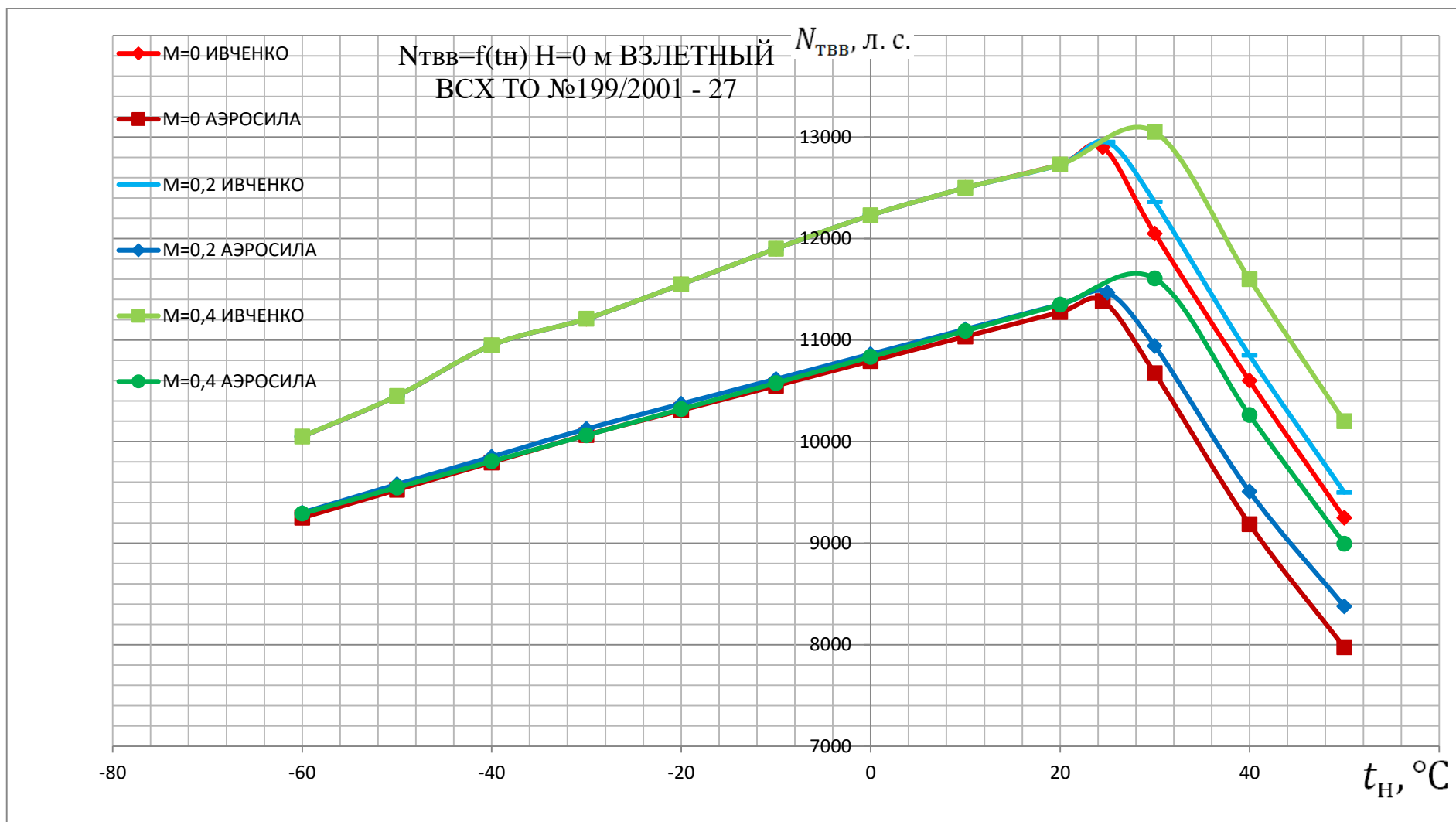


Рисунок Б.17 – Сравнение мощностей, развиваемых ТВВ, по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с мощностями, развиваемыми ТВВ, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на взлетном режиме, высоте полета $H = 0$ м при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

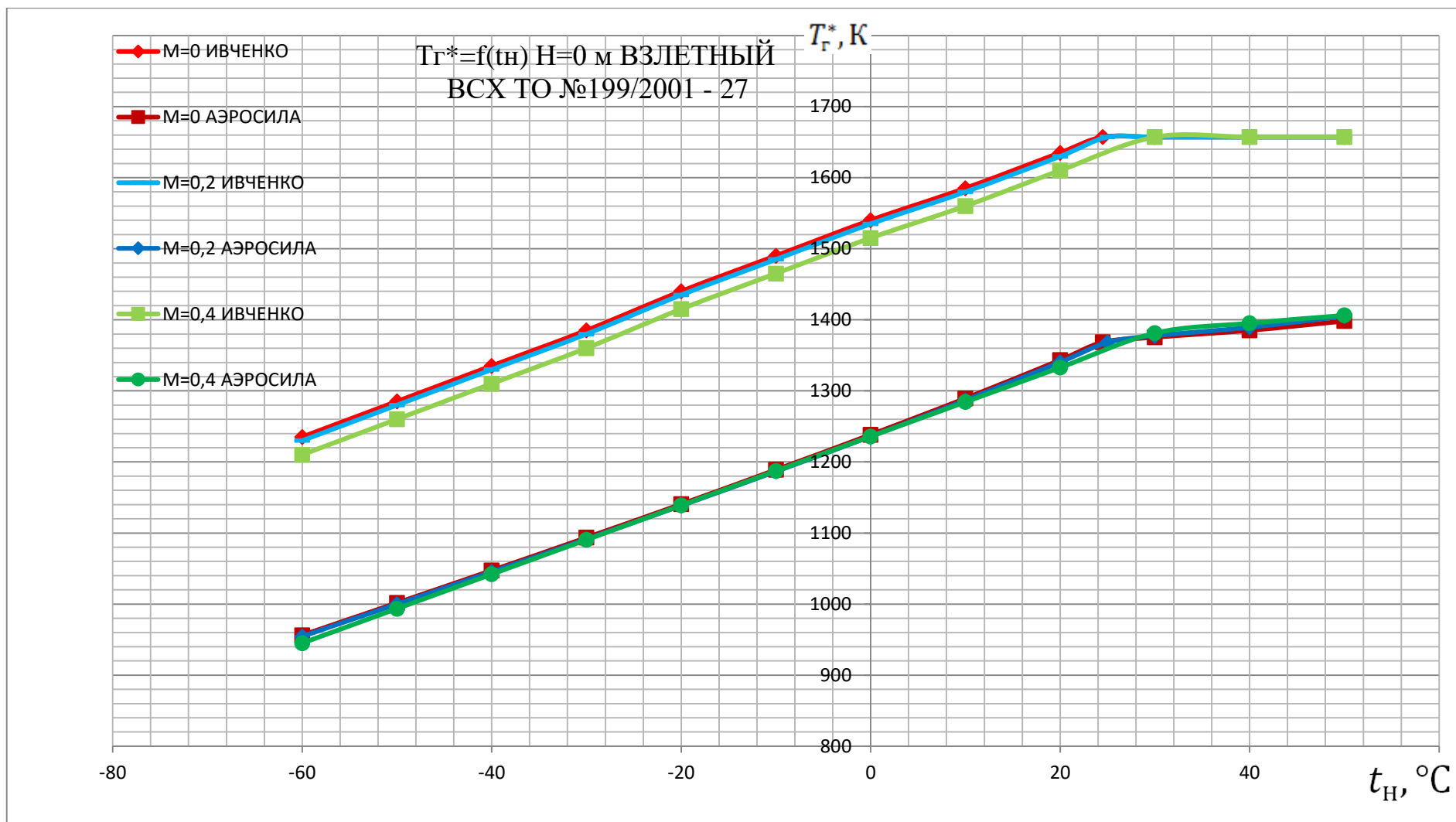


Рисунок Б.18 – Сравнение температур газа за КС по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с температурами газа за КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на взлетном режиме, высоте полета $H = 0$ м при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

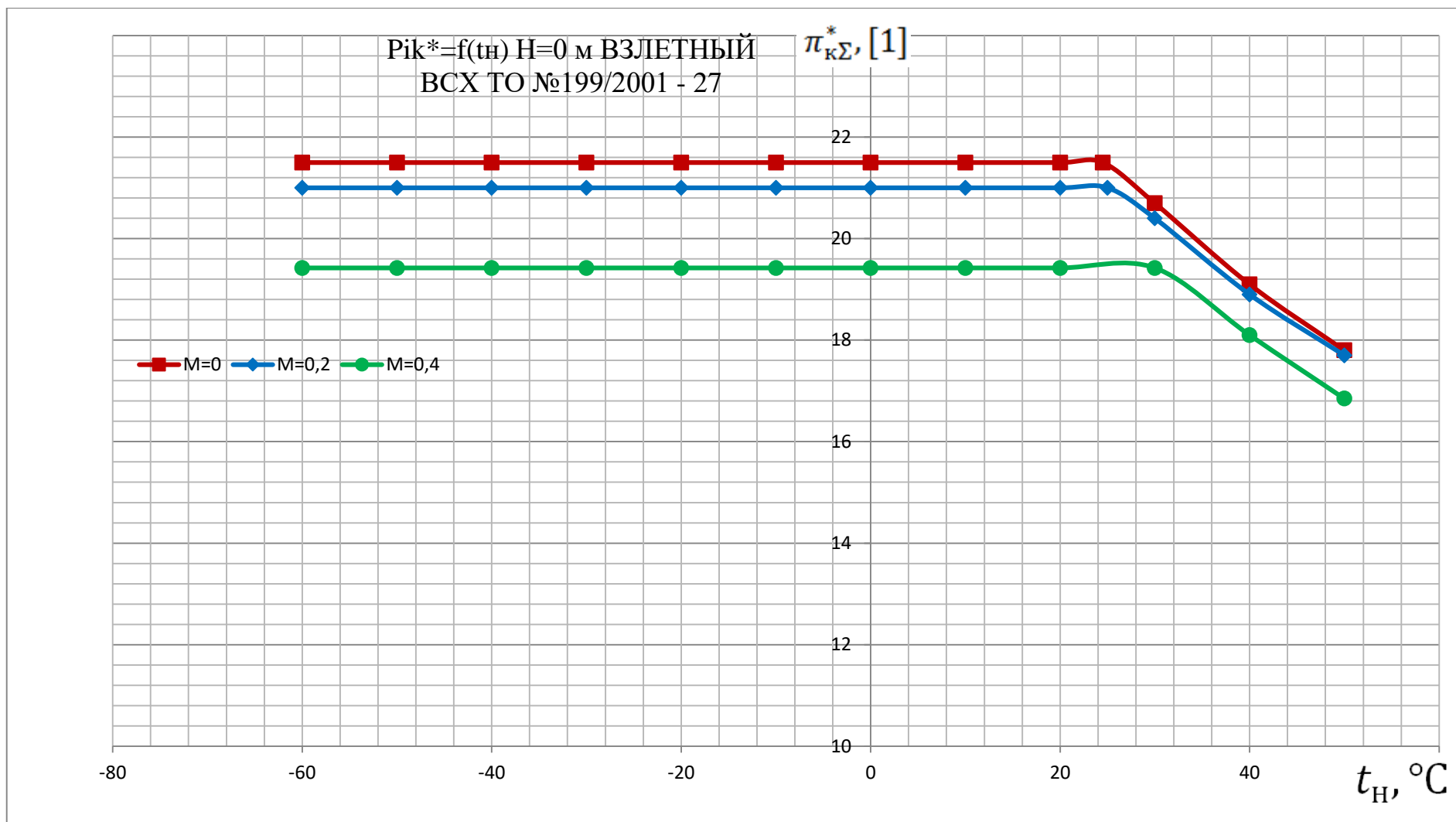


Рисунок Б.19 – Суммарная степень повышения давления в КНД и КВД по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко на взлетном режиме, высоте полета $H = 0$ м при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

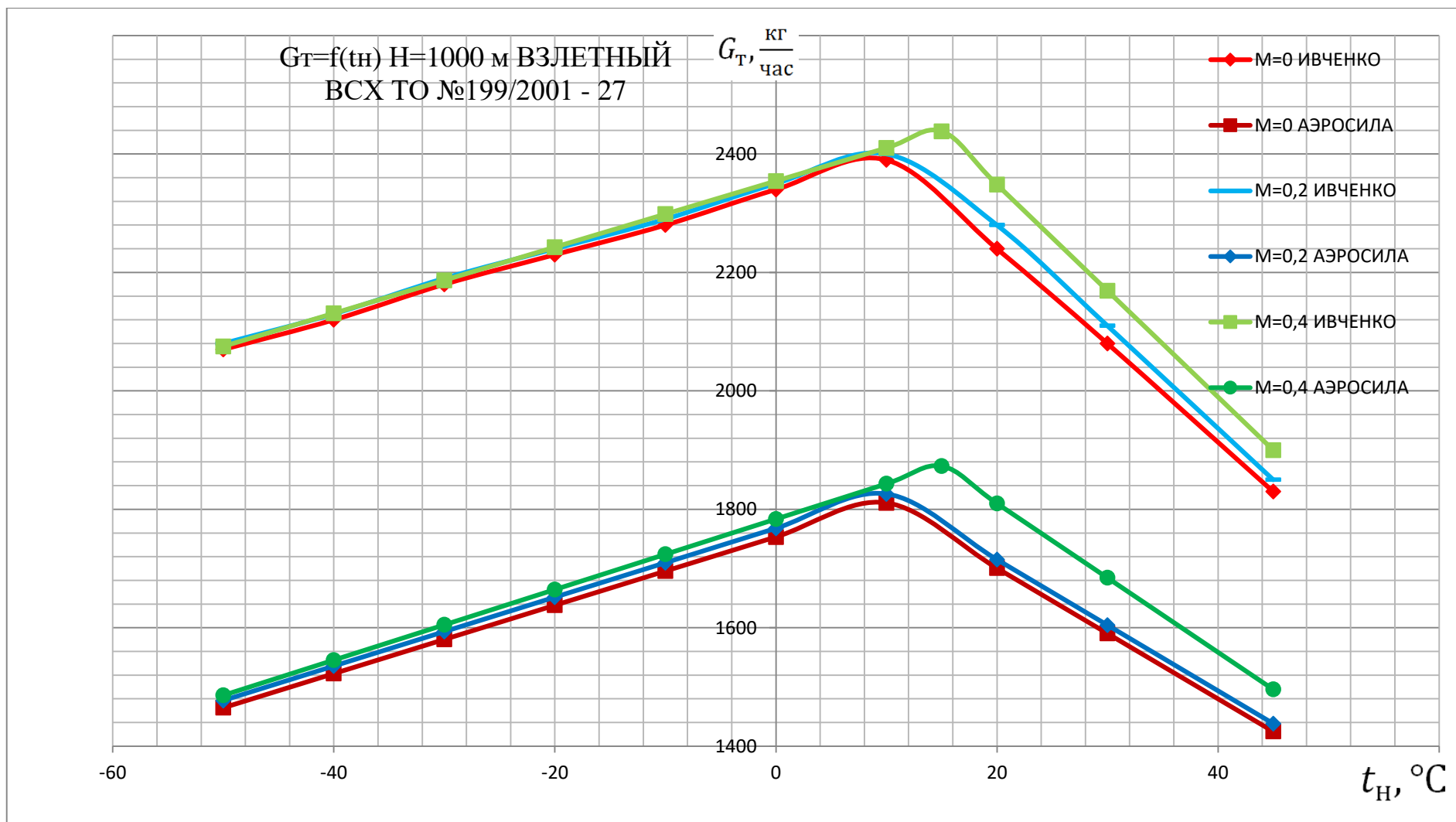


Рисунок Б.20 – Сравнение расходов топлива в КС по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчет ММ ТВВД Д-27, на взлетном режиме, высоте полета $H = 1000$ м при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

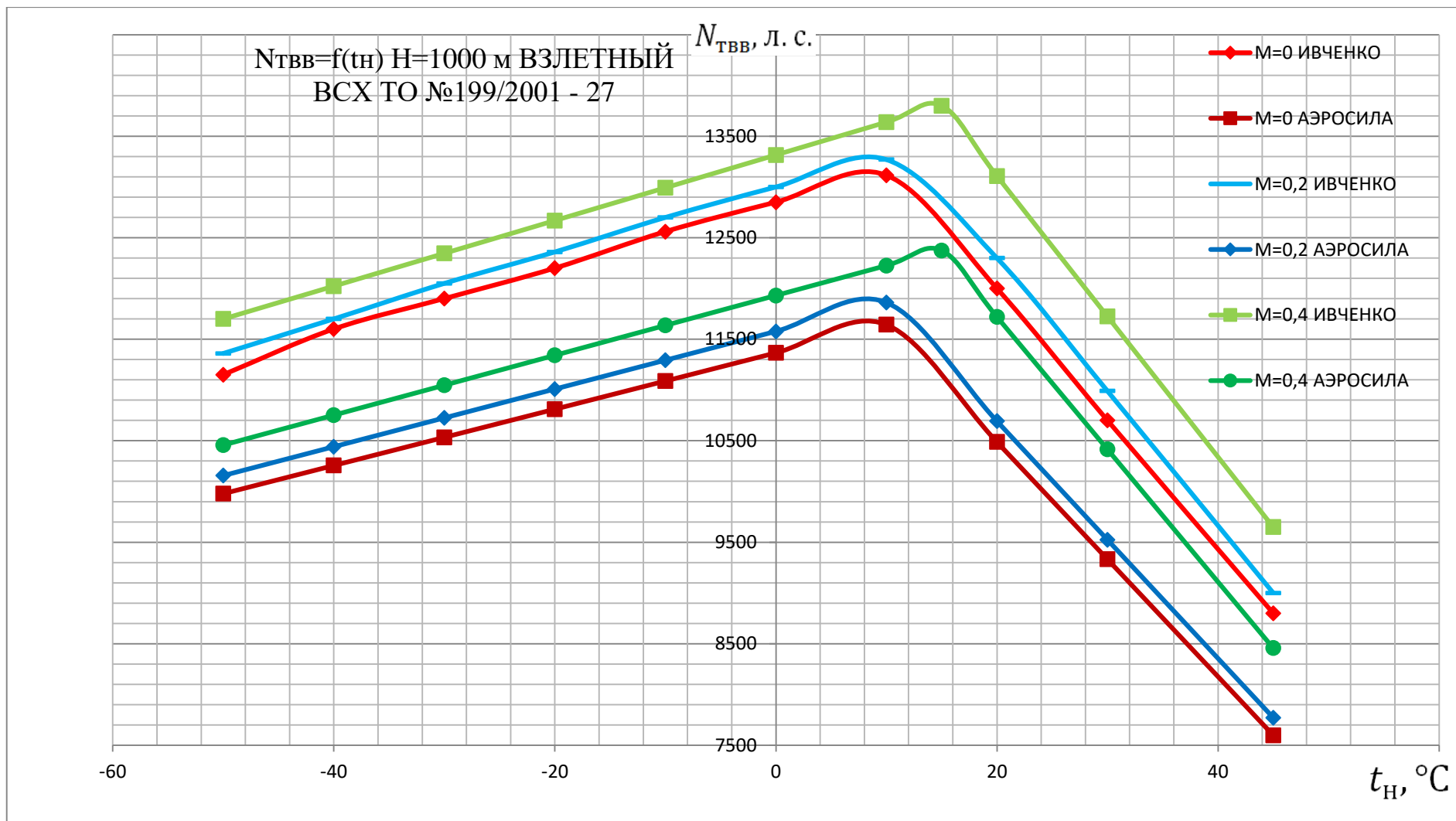


Рисунок Б.21 – Сравнение мощностей, развиваемых ТВВ, по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с мощностями, развиваемыми ТВВ, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на взлетном режиме, высоте полета $H = 1000 \text{ м}$ при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

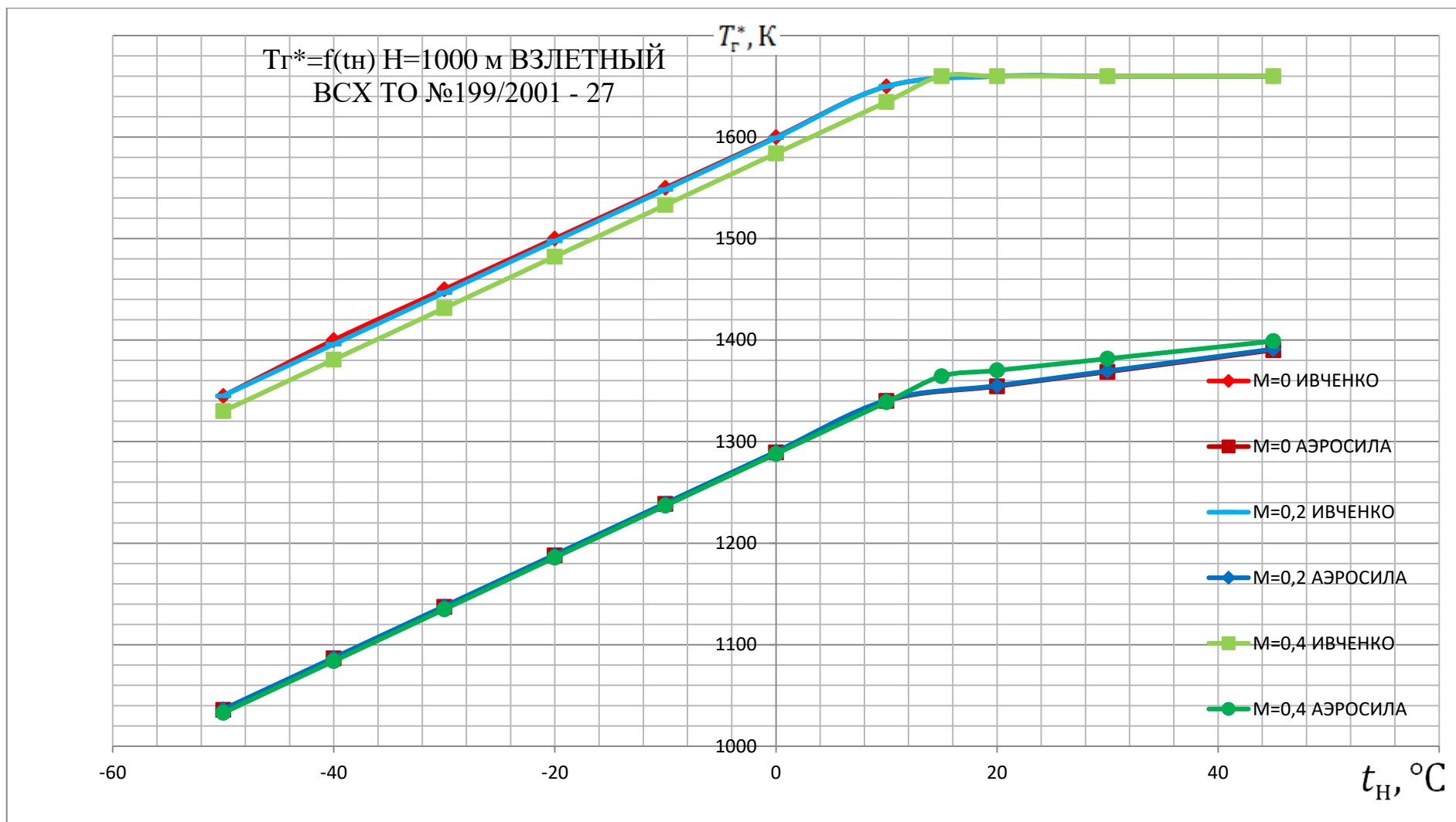


Рисунок Б.22 – Сравнение температур газа за КС по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с температурами газа за КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на взлетном режиме, высоте полета $H = 1000$ м при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

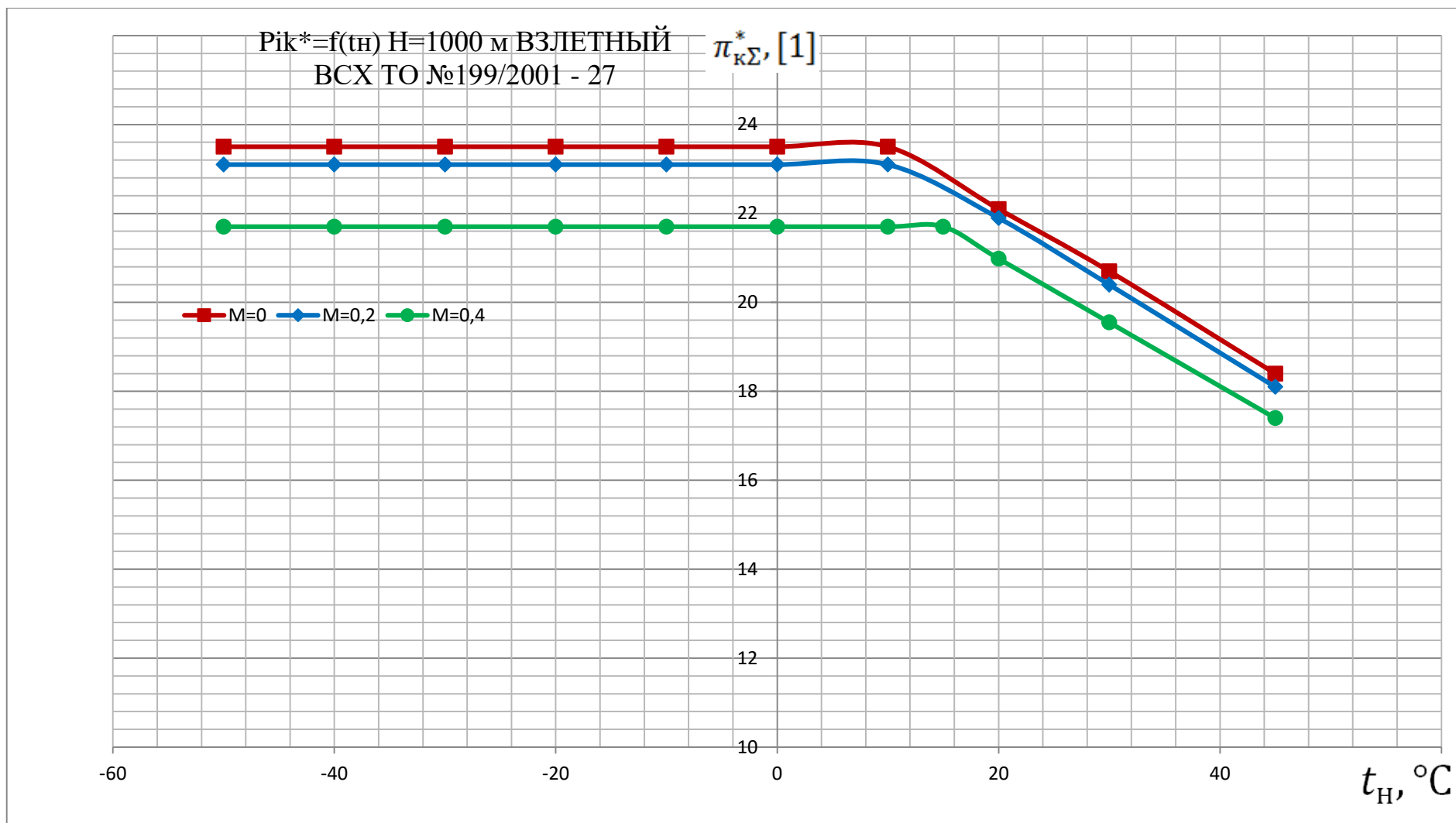


Рисунок Б.23 – Суммарная степень повышения давления в КНД и КВД по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко на взлетном режиме, высоте полета $H = 1000 \text{ м}$ при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

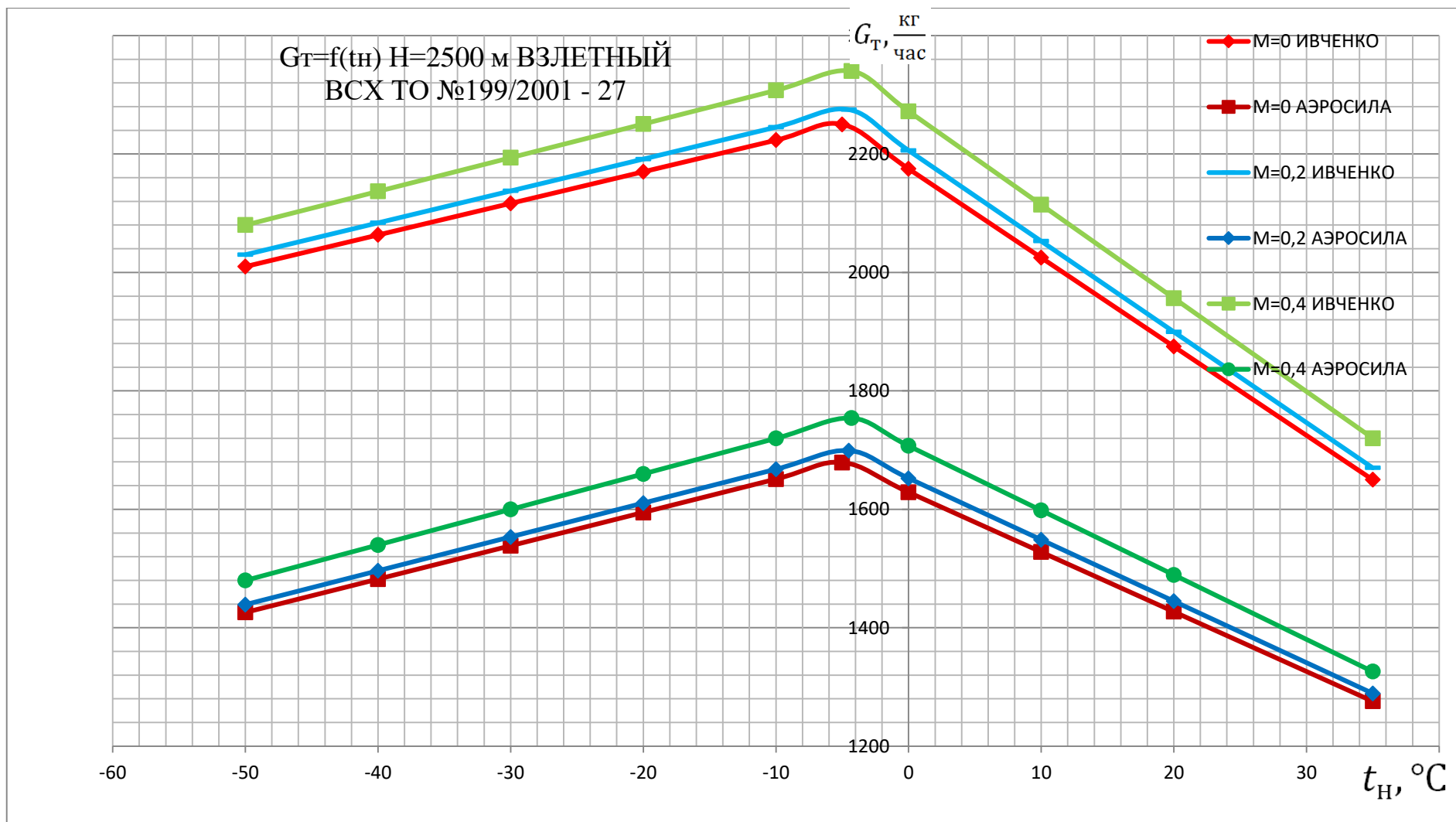


Рисунок Б.24 – Сравнение расходов топлива в КС по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на взлетном режиме, высоте полета $H = 2500 \text{ м}$ при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

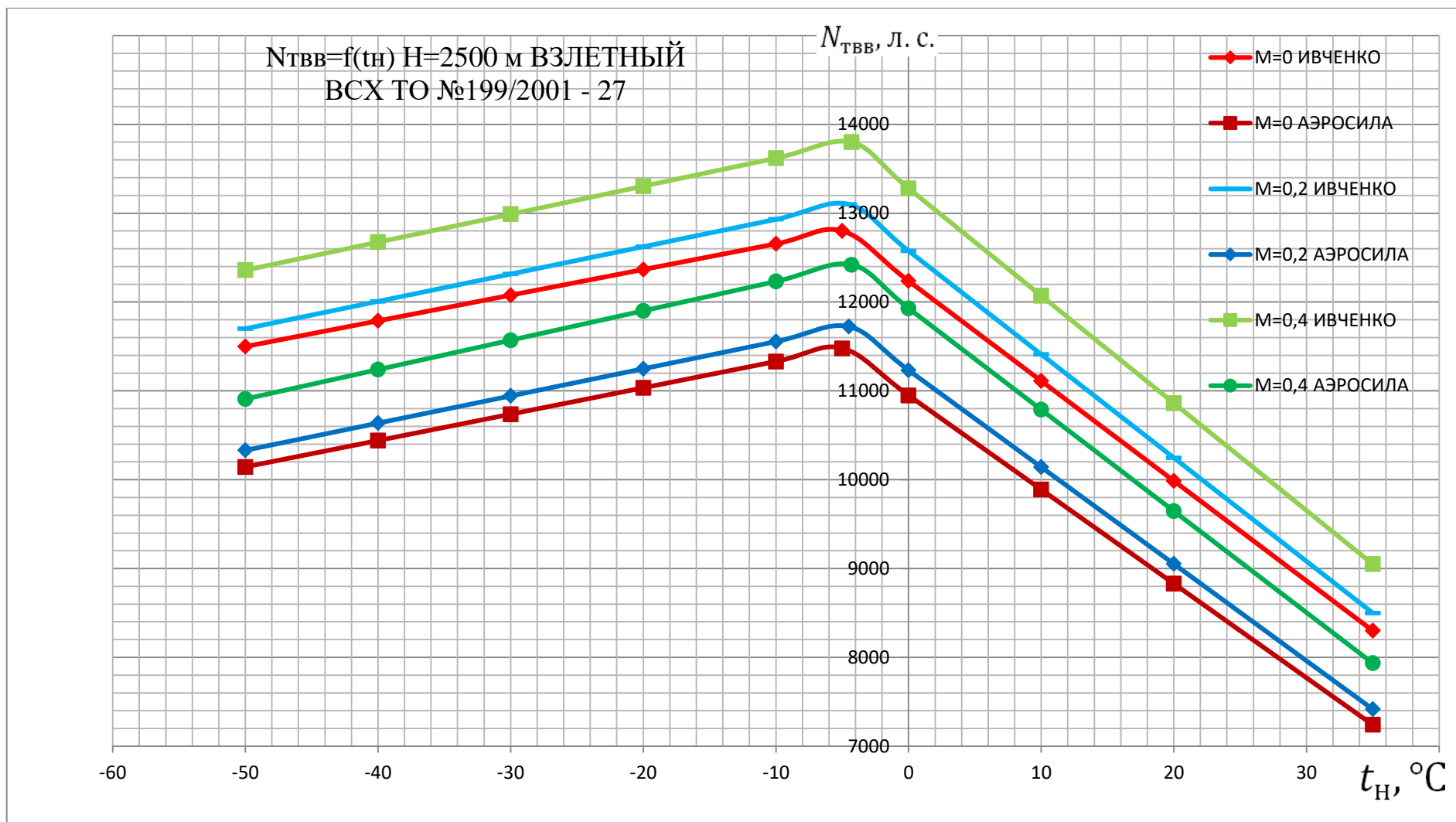


Рисунок Б.25 – Сравнение мощностей, развиваемых ТВВ, по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с мощностями, развиваемыми ТВВ, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на взлетном режиме, высоте полета $H = 2500 \text{ м}$ при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, TO №199/2001-27 [82])

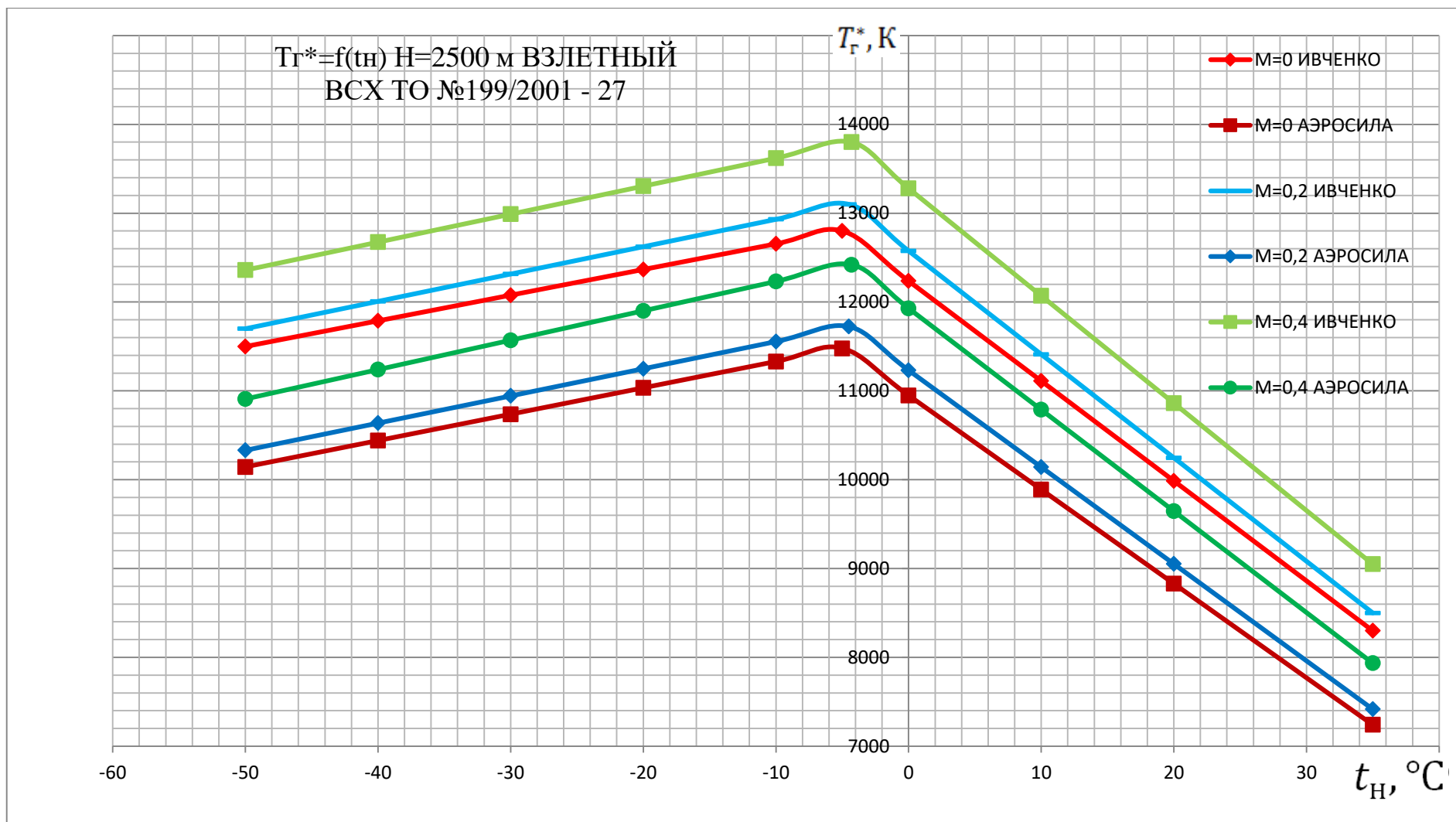


Рисунок Б.26 – Сравнение температур газа за КС по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с температурами газа за КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на взлетном режиме, высоте полета $H = 2500 \text{ м}$ при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

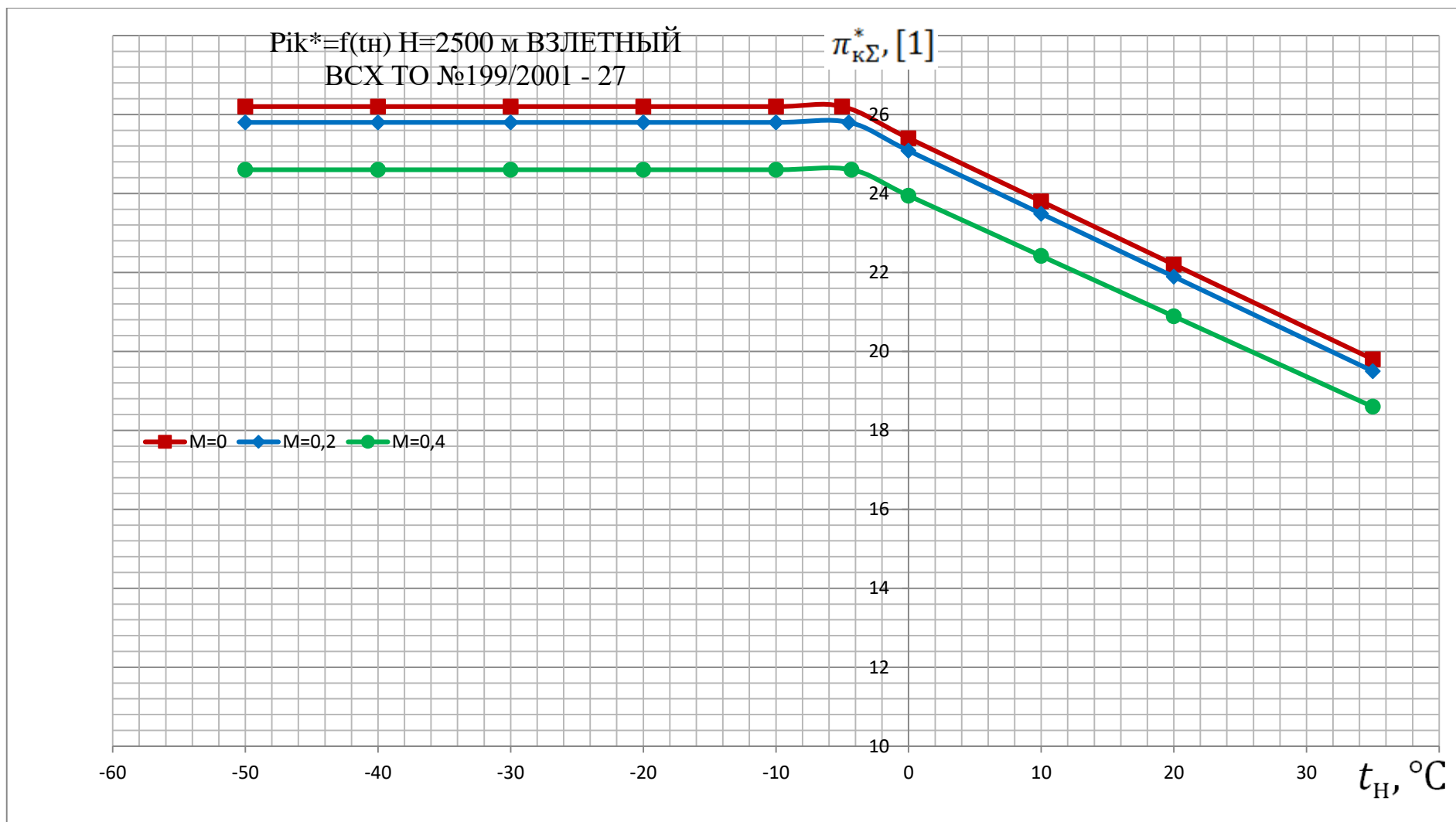


Рисунок Б.27 – Суммарная степень повышения давления в КНД и КВД по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко на взлетном режиме, высоте полета $H = 2500 \text{ м}$ при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

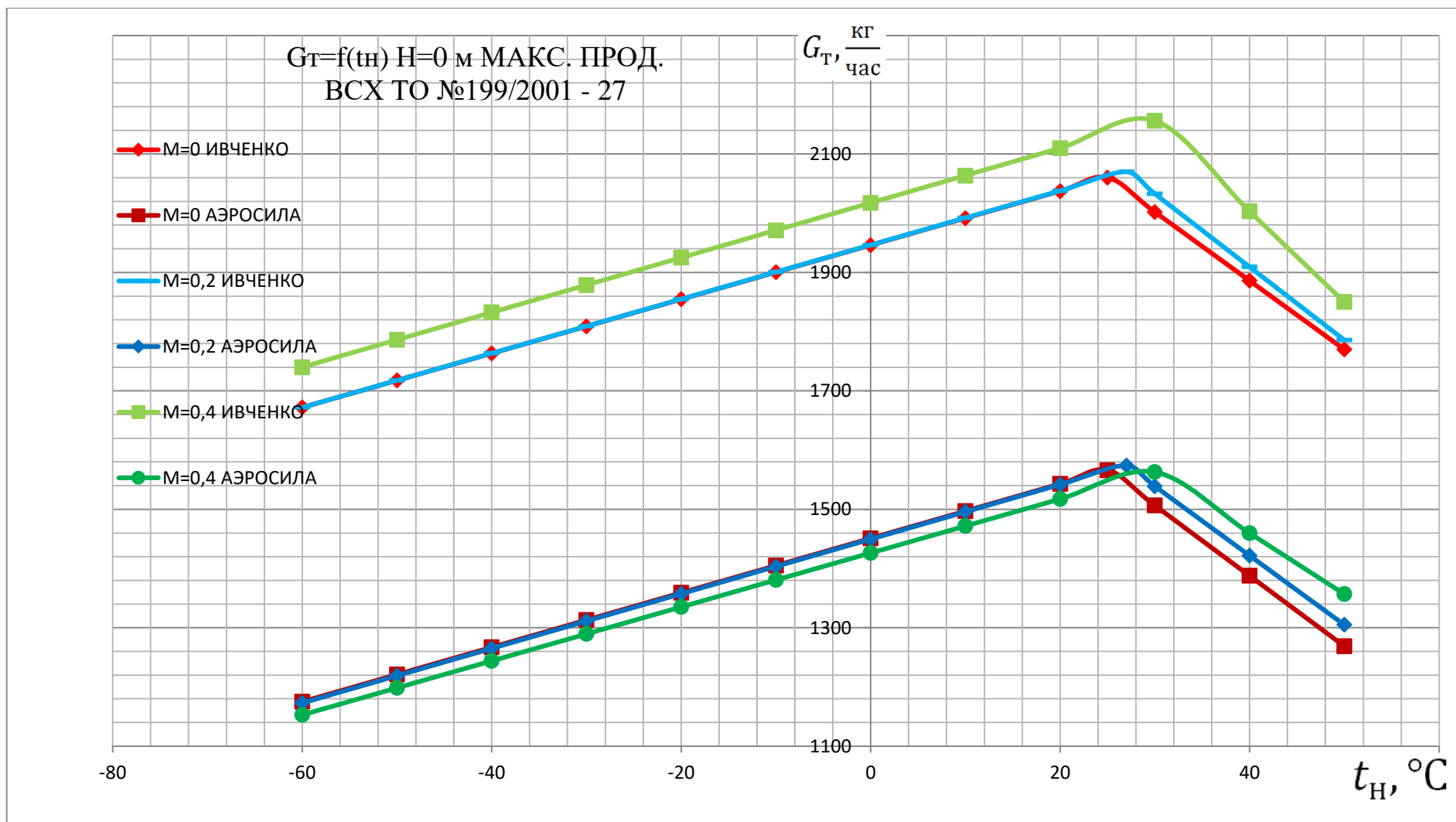


Рисунок Б.28 – Сравнение расходов топлива в КС по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на режиме МП, высоте полета $H = 0$ м при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

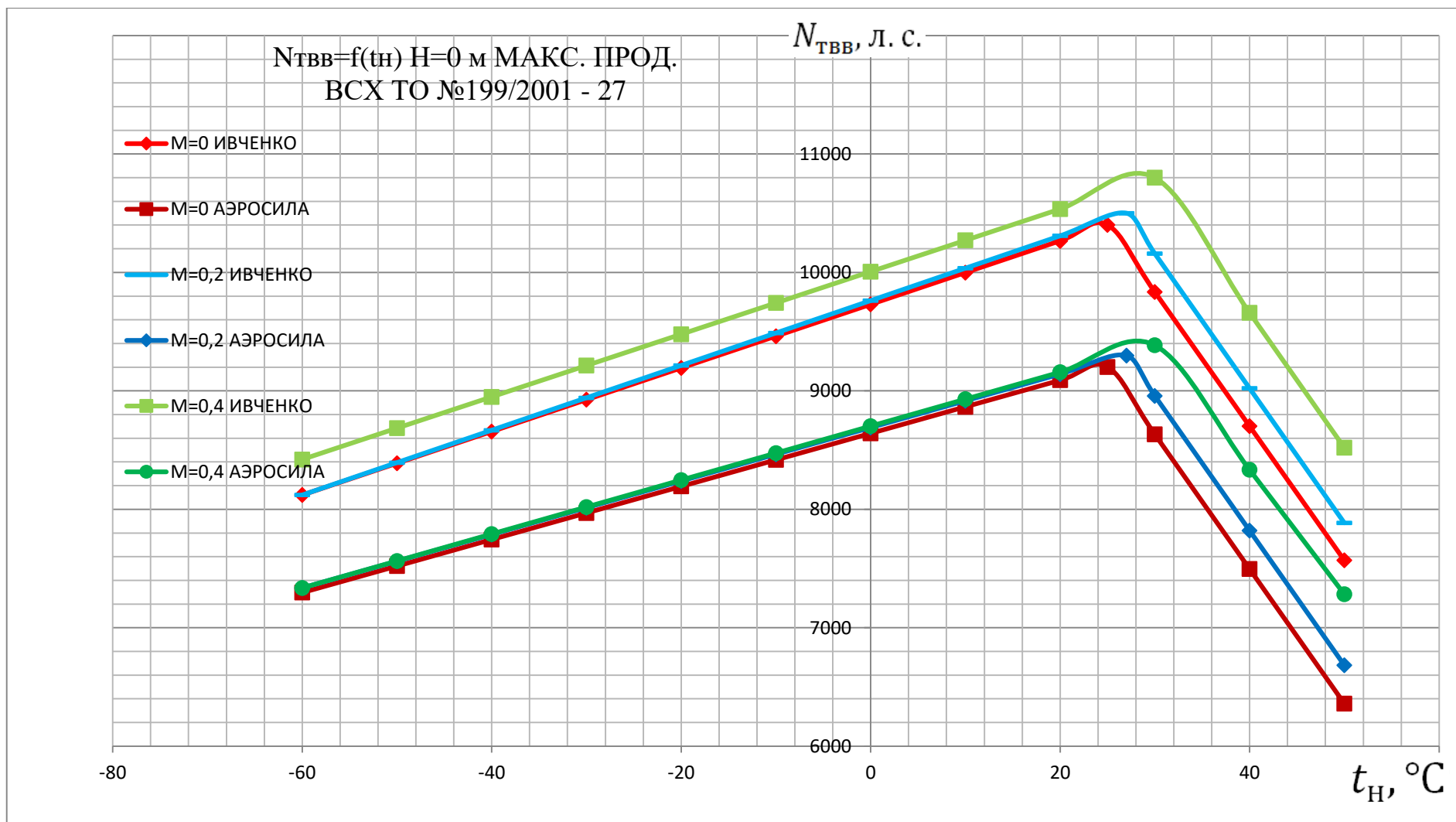


Рисунок Б.29 – Сравнение мощностей, развиваемых ТВВ, по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с мощностями, развиваемыми ТВВ, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на режиме МП, высоте полета $H = 0$ м при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

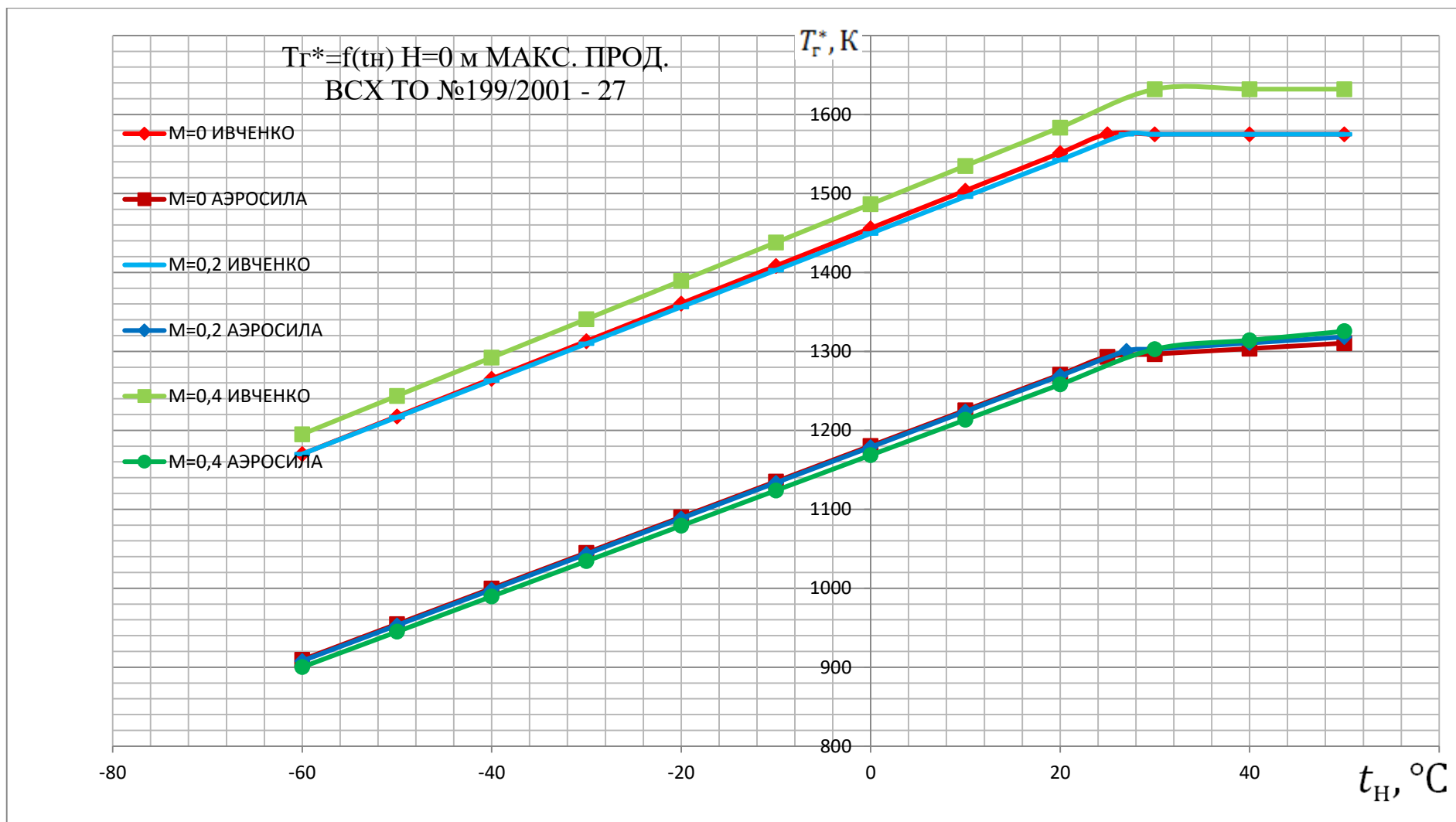


Рисунок Б.30 – Сравнение температур газа за КС по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с температурами газа за КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на режиме МП, высоте полета $H = 0$ м при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

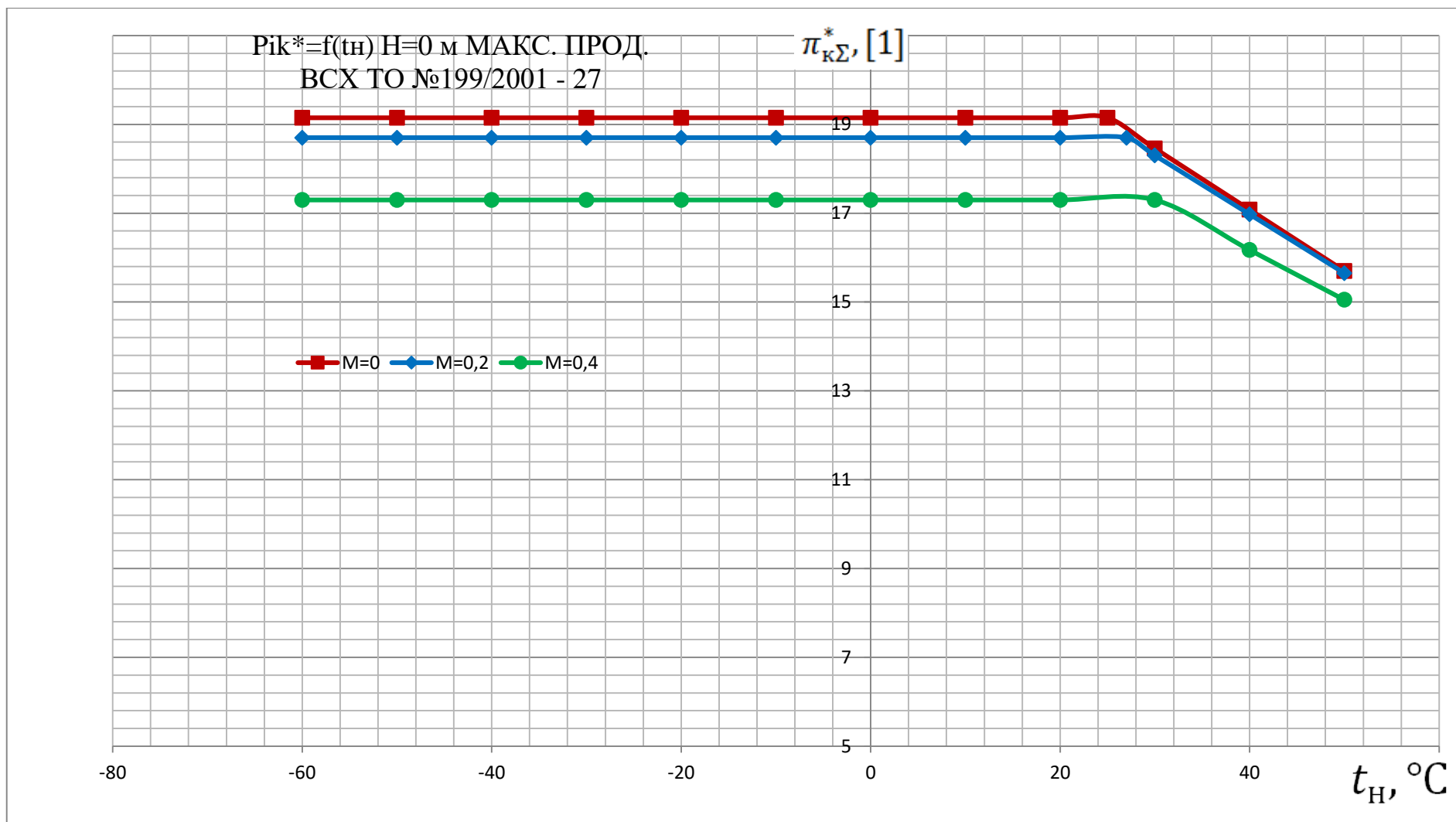


Рисунок Б.31 – Суммарная степень повышения давления в КНД и КВД по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко на режиме МП, высоте полета $H = 0$ м при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

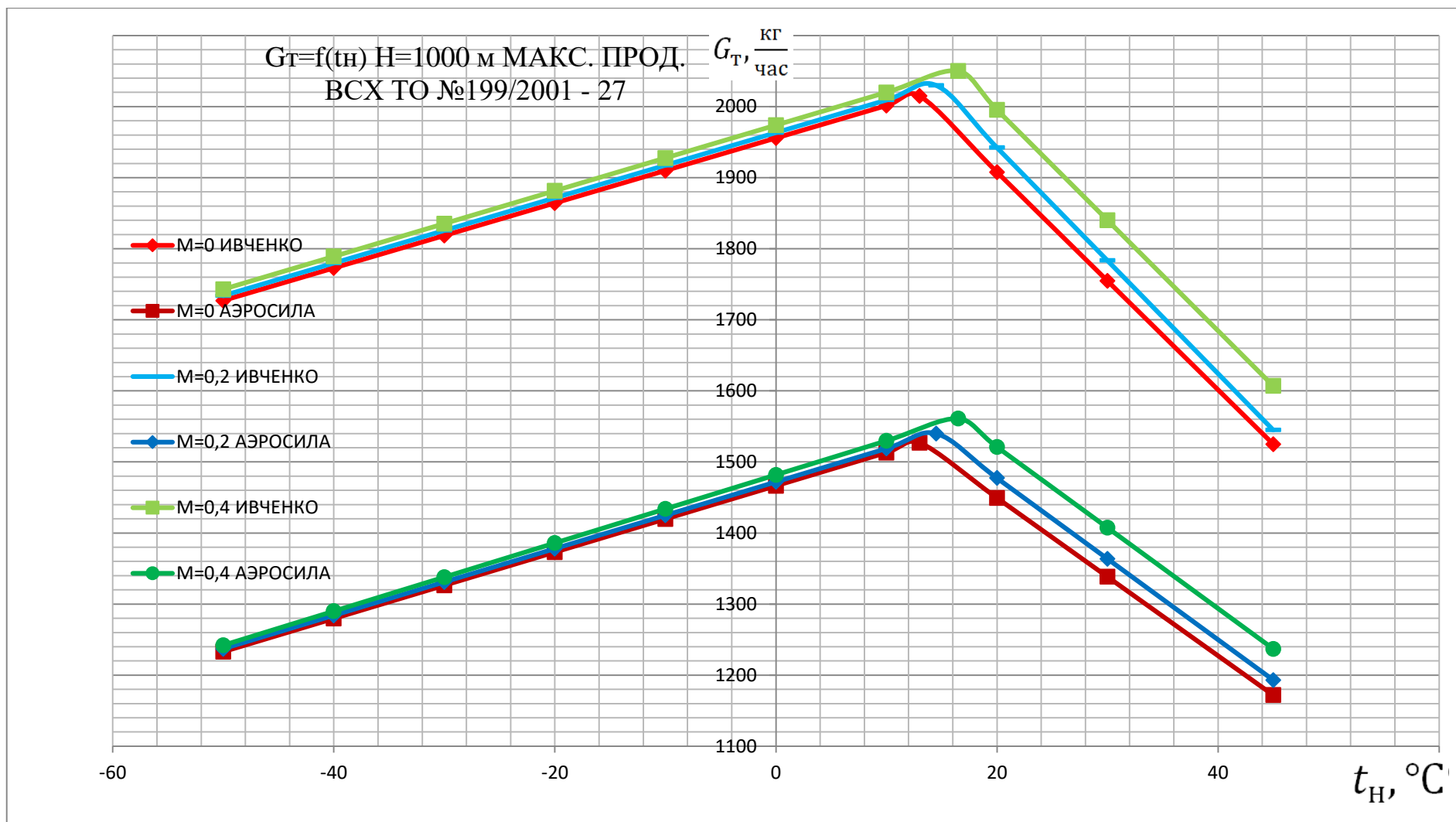


Рисунок Б.32 – Сравнение расходов топлива в КС по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на режиме МП, высоте полета $H = 1000$ м при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

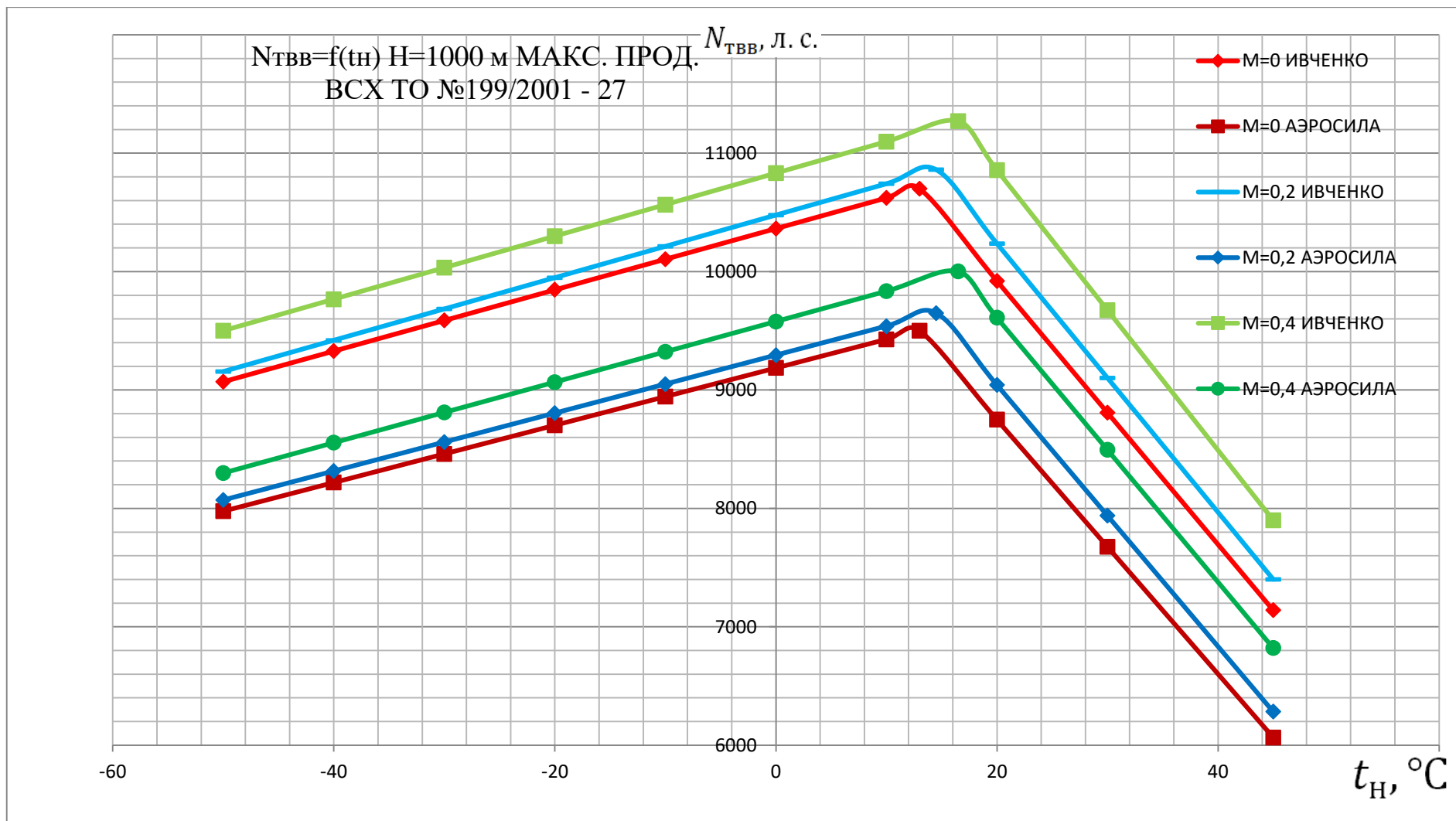


Рисунок Б.33 – Сравнение мощностей, развиваемых ТВВ, по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с мощностями, развиваемыми ТВВ, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на режиме МП, высоте полета $H = 1000 \text{ м}$ при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

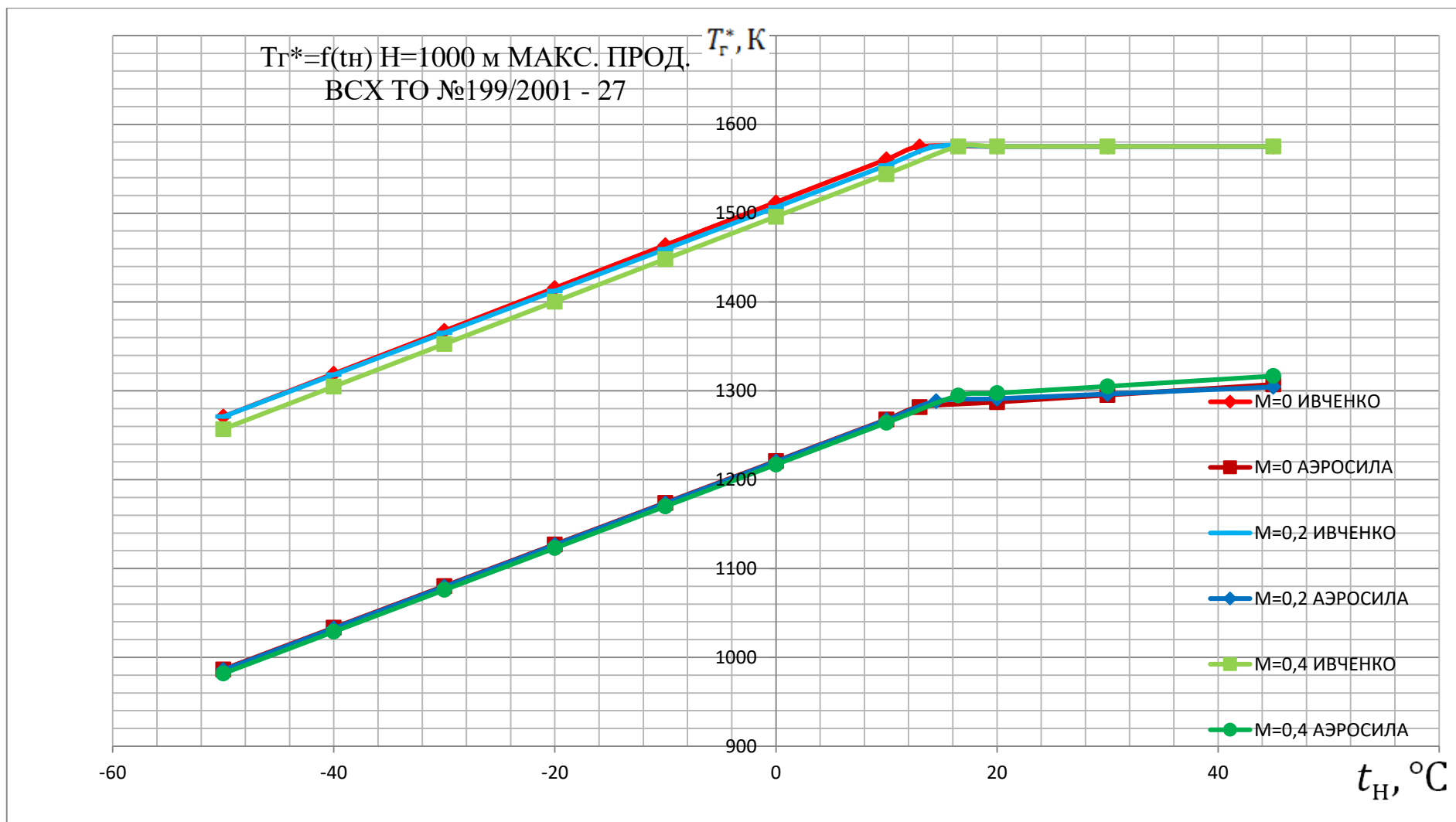


Рисунок Б.34 – Сравнение температур газа за КС по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с температурами газа за КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на режиме МП, высоте полета $H = 1000$ м при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

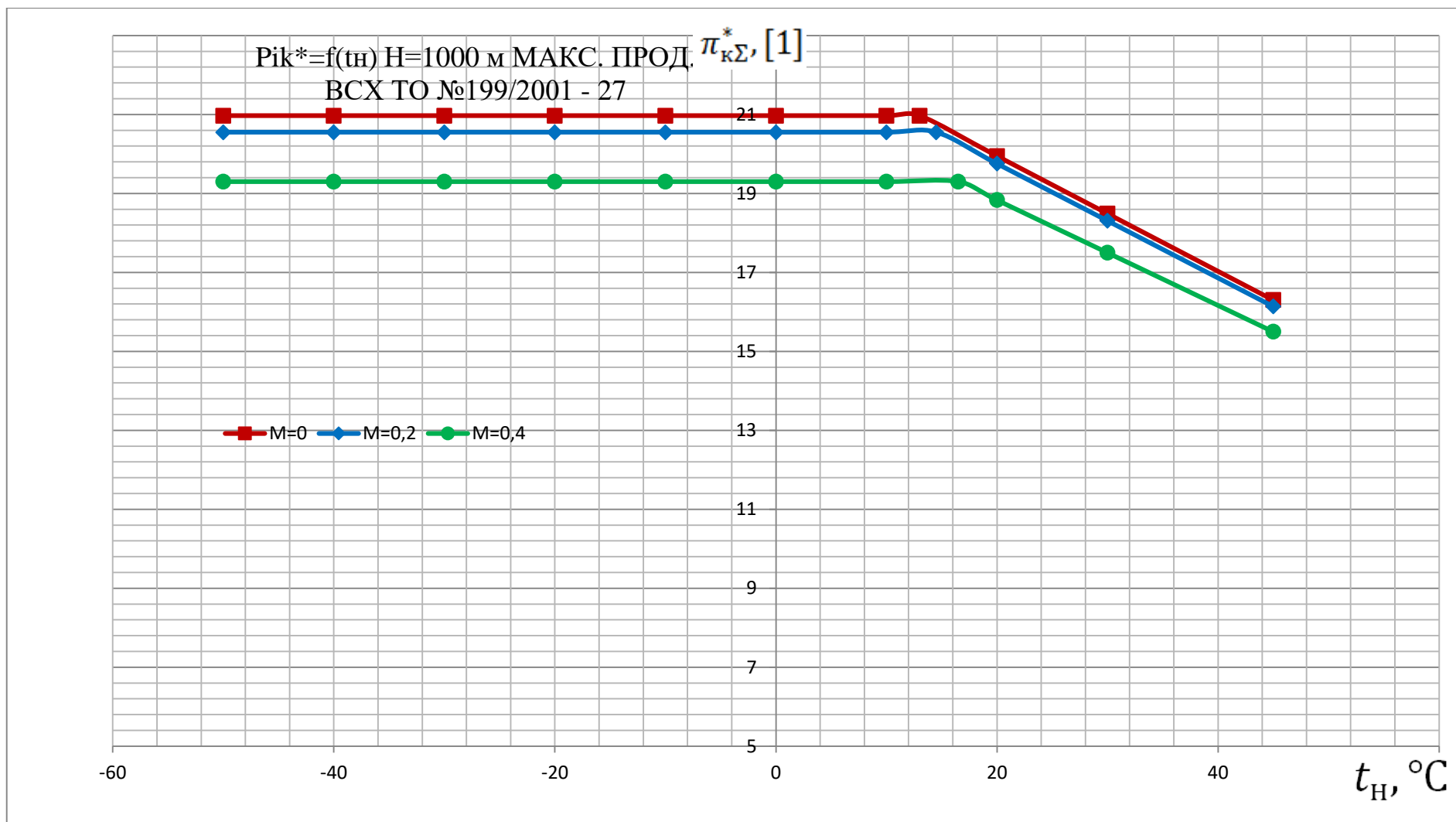


Рисунок Б.35 – Суммарная степень повышения давления в КНД и КВД по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко на режиме МП, высоте полета $H = 1000 \text{ м}$ при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

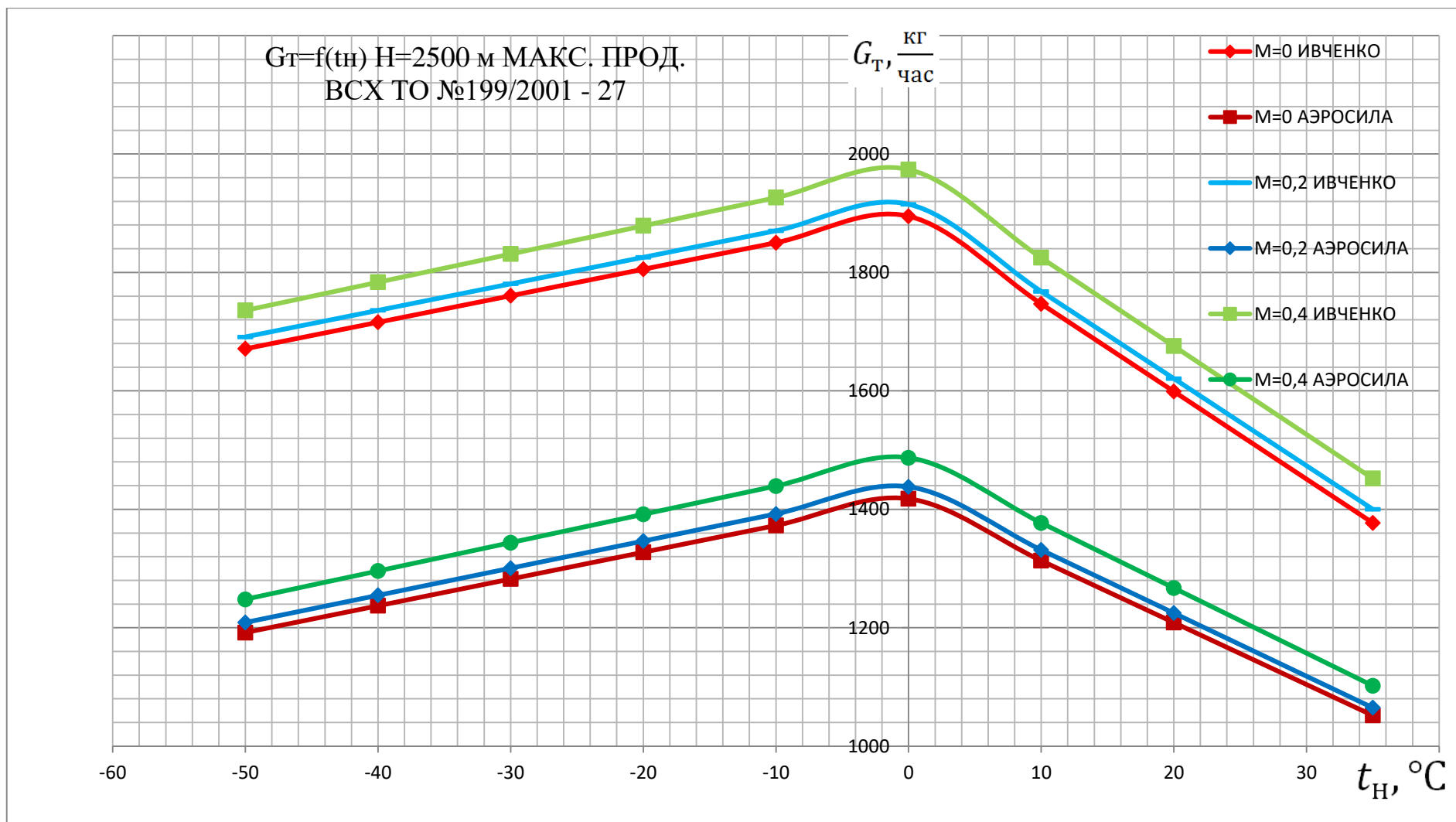


Рисунок Б.36 – Сравнение расходов топлива в КС по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на режиме МП, высоте полета $H = 2500 \text{ м}$ при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

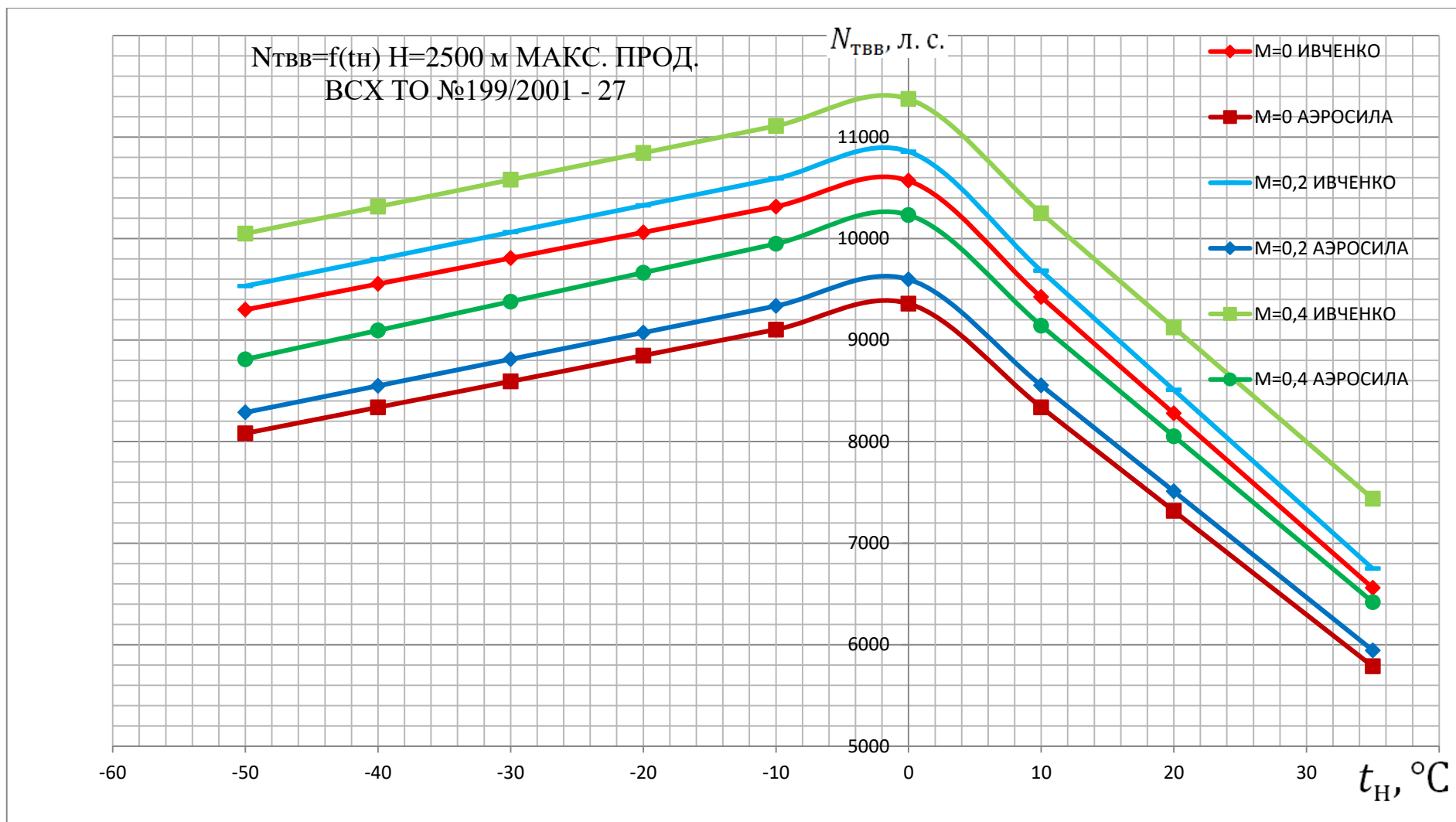


Рисунок Б.37 – Сравнение мощностей, развиваемых ТВВ, по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с мощностями, развиваемыми ТВВ, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на режиме МП, высоте полета $H = 2500 \text{ м}$ при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

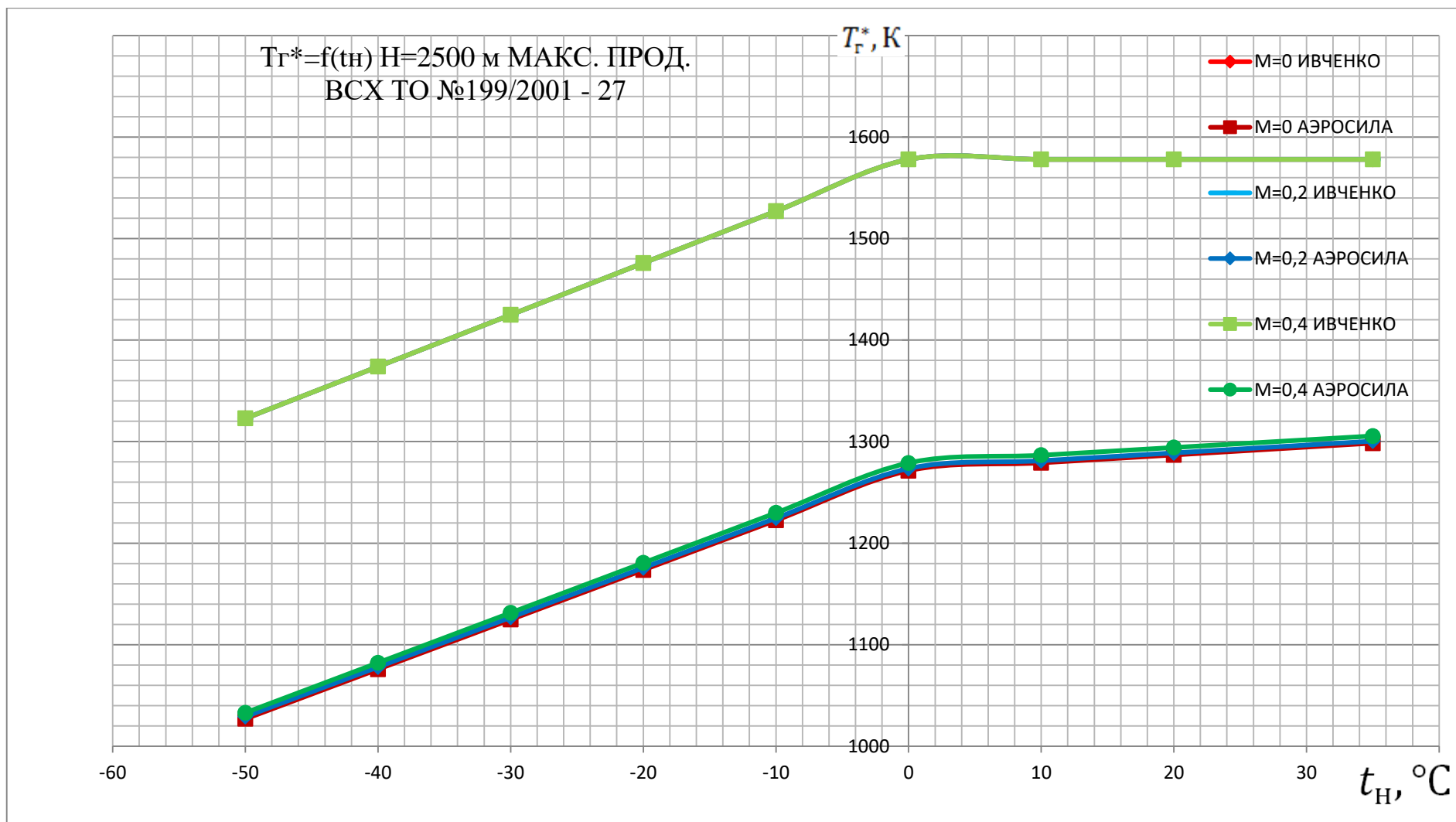


Рисунок Б.38 – Сравнение температур газа за КС по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с температурами газа за КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на режиме МП, высоте полета $H = 2500$ м при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

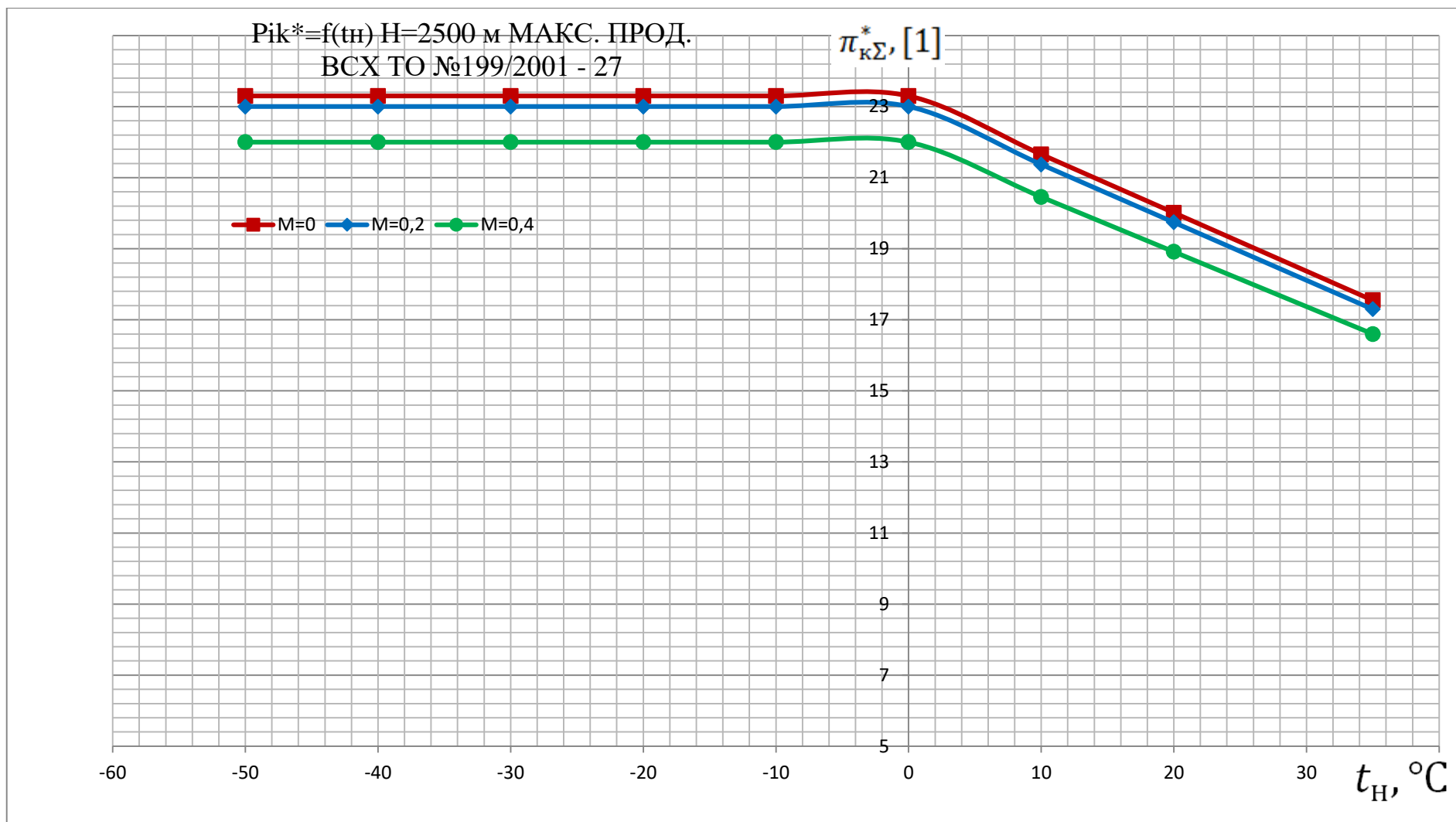


Рисунок Б.39 – Суммарная степень повышения давления в КНД и КВД по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко на режиме МП, высоте полета $H = 2500 \text{ м}$ при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

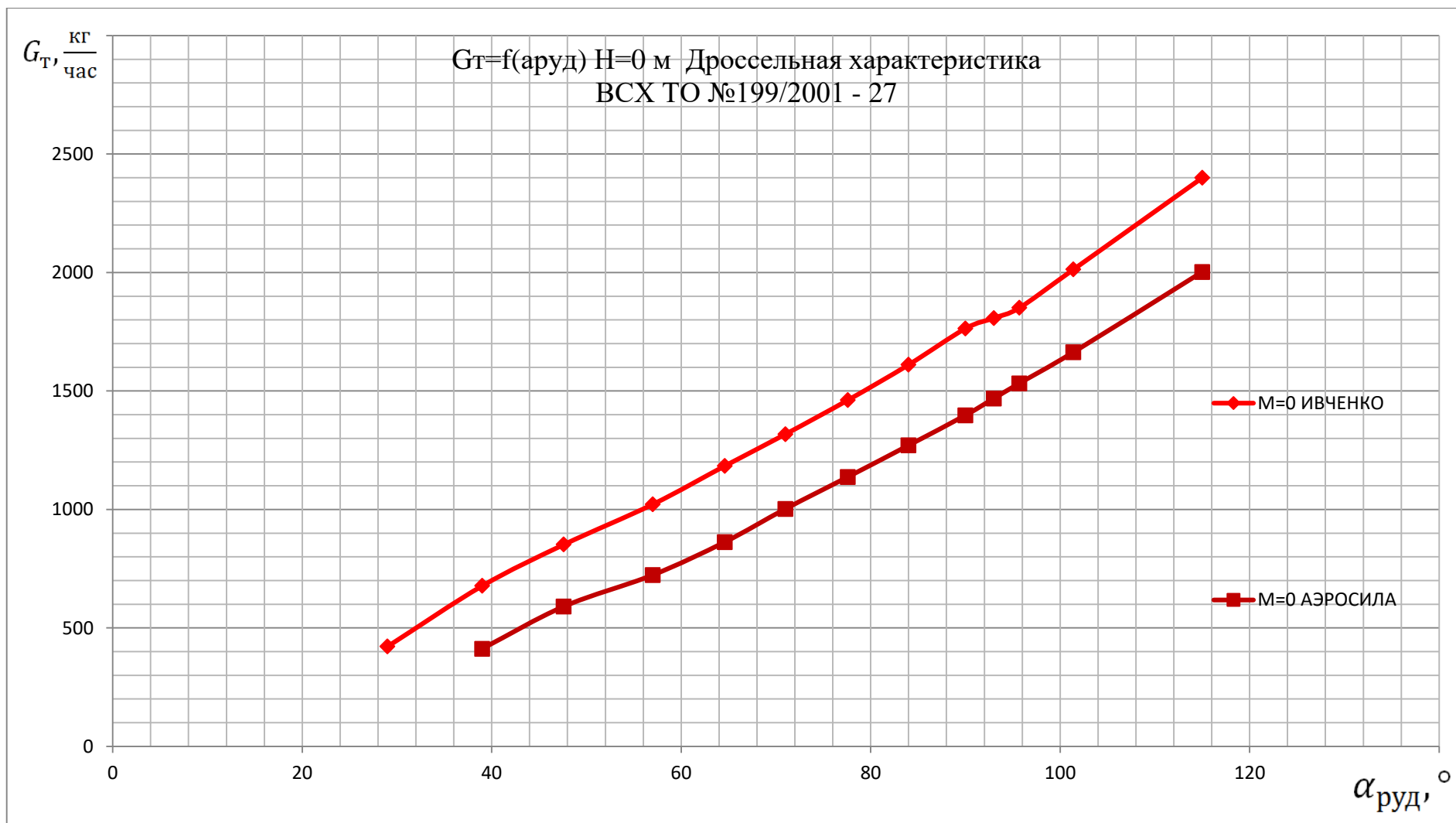


Рисунок Б.40 – Сравнение расходов топлива в КС по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на высоте полета $H = 0$ м, скорости полета $M = 0$, на различных режимах работы двигателя (параметры атмосферы соответствуют МСА, ТО №199/2001-27 [82])

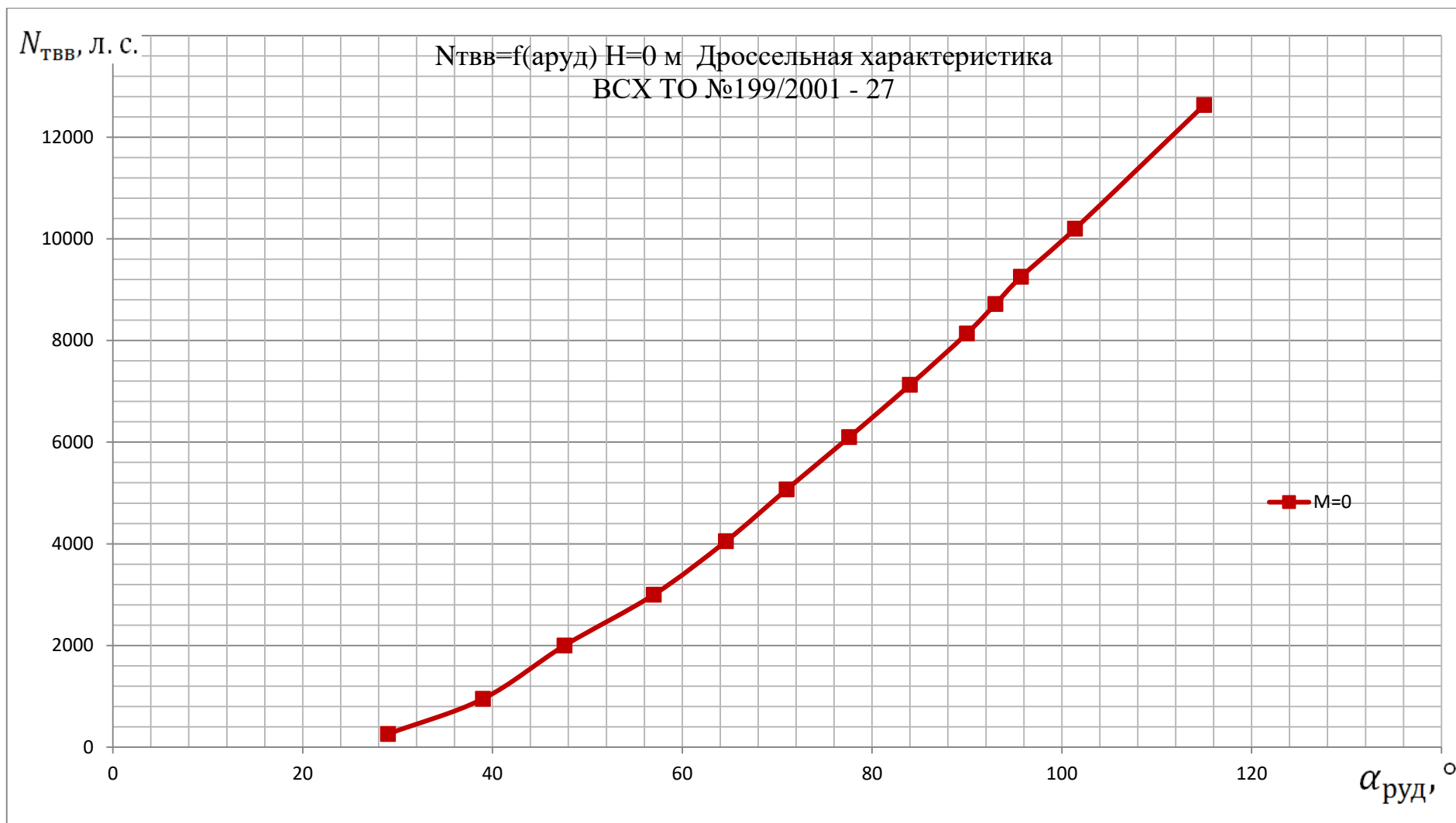


Рисунок Б.41 – Мощность, развиваемая ТВВ по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко на высоте полета $H = 0 \text{ м}$, скорости полета $M = 0$, на различных режимах работы двигателя (параметры атмосферы соответствуют МСА, ТО №199/2001-27 [82])

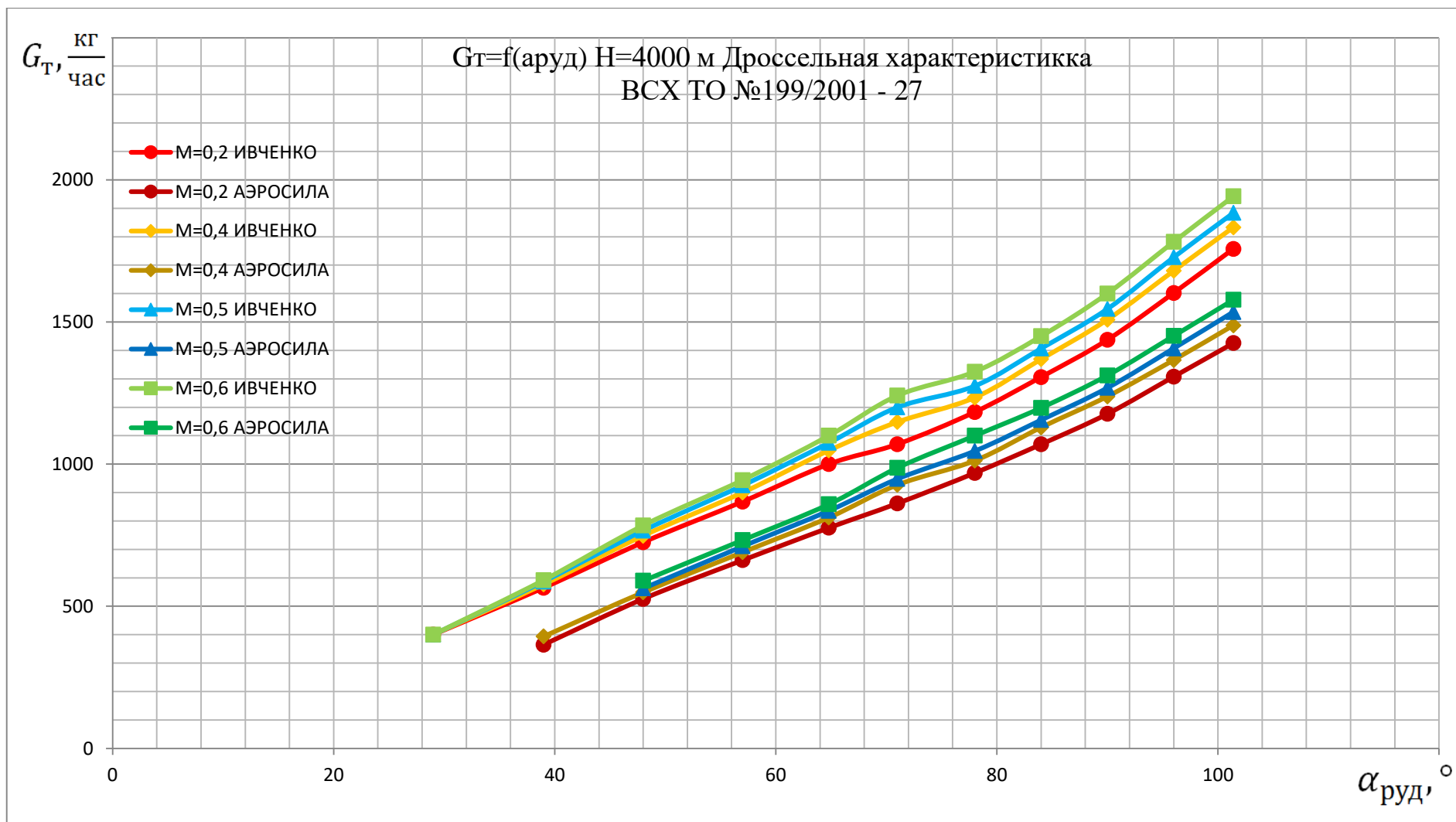


Рисунок Б.42 – Сравнение расходов топлива в КС по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на высоте полета $H = 4000$ м, на различных режимах работы двигателя и скоростях полета (параметры атмосферы соответствуют МСА, ТО №199/2001-27 [82])

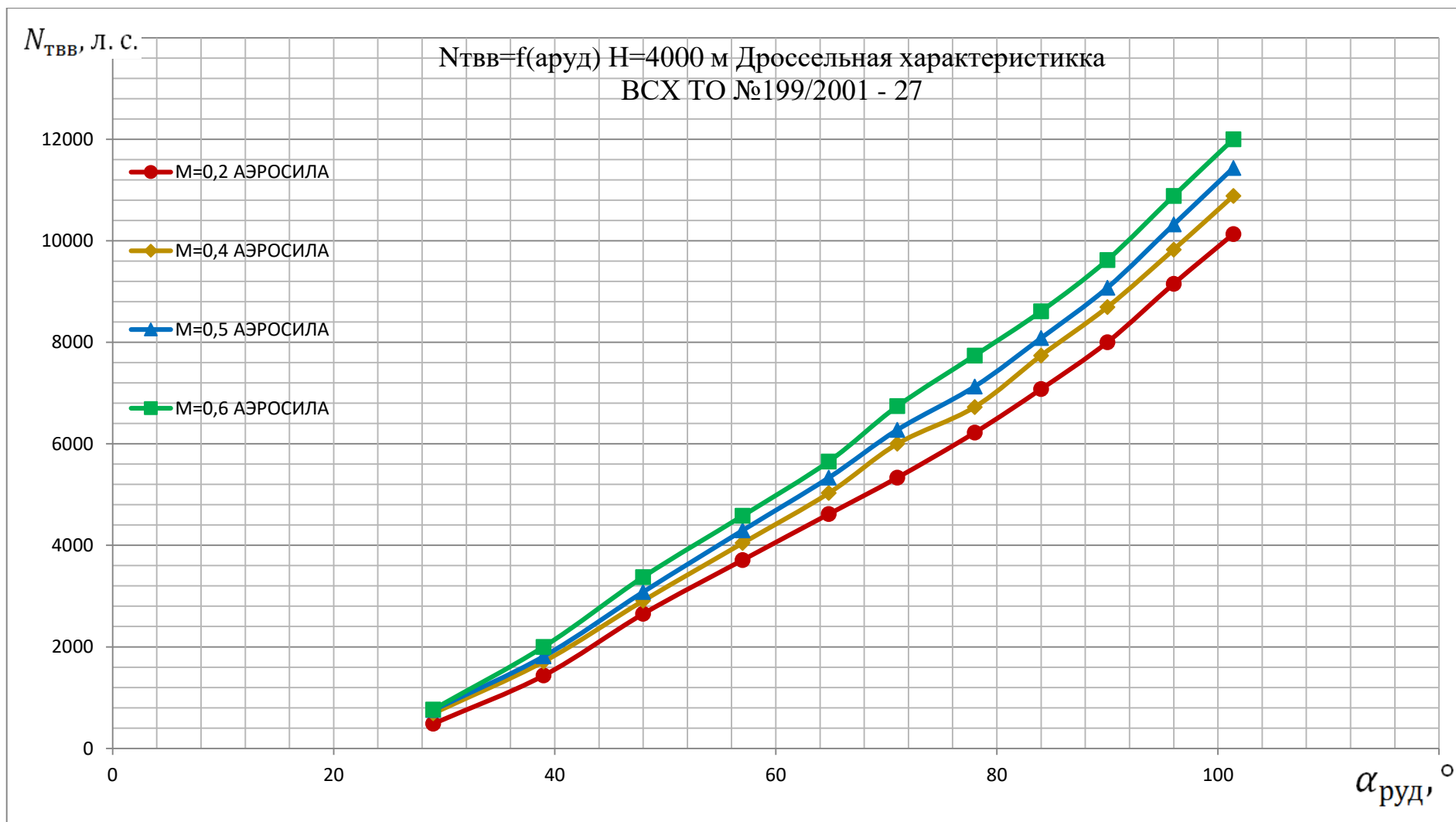


Рисунок Б.43 – Мощности, развиваемые ТВВ по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко на высоте полета $H = 4000$ м, на различных режимах работы двигателя и скоростях полета (параметры атмосферы соответствуют МСА, ТО №199/2001-27 [82])

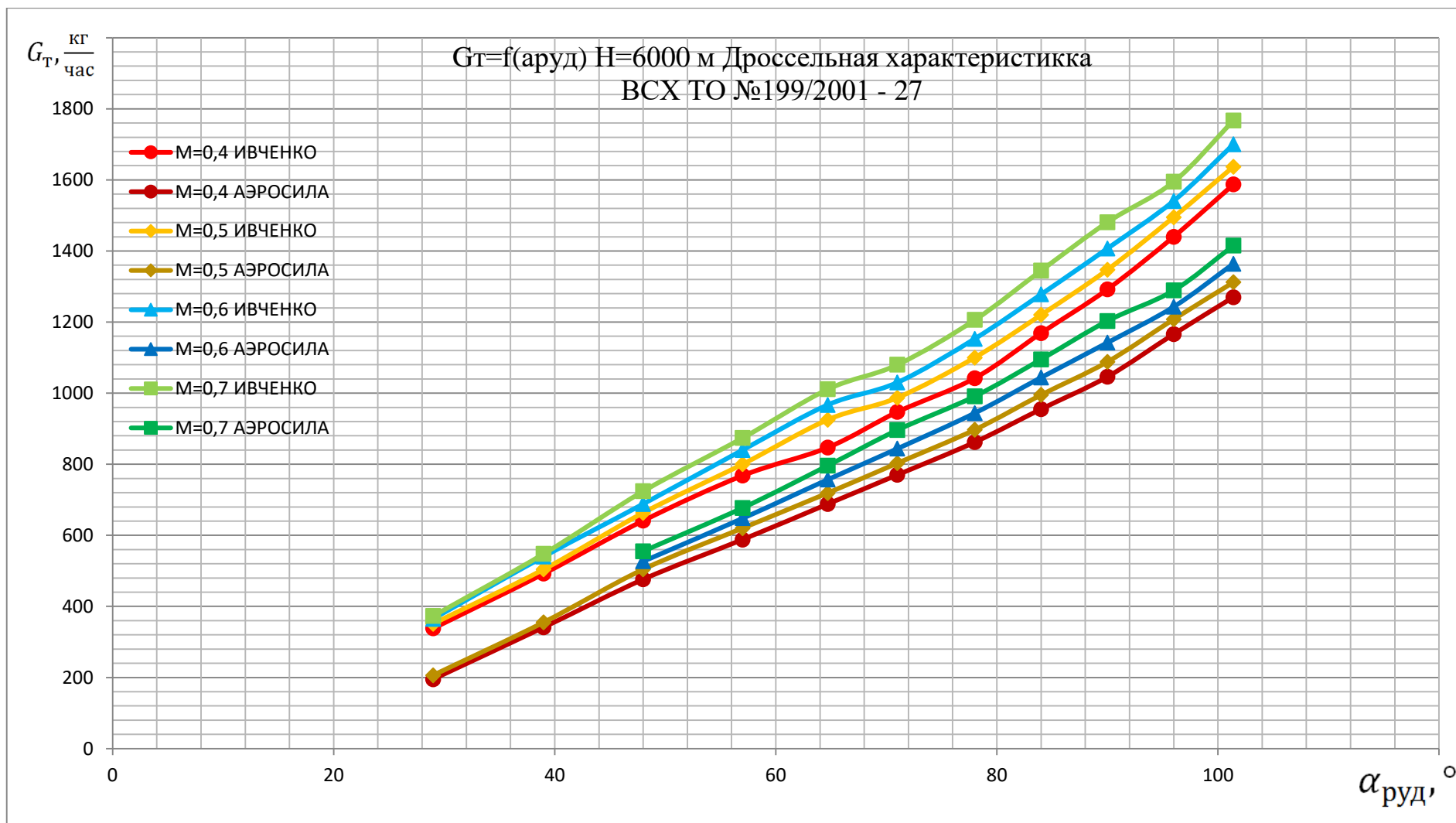


Рисунок Б.44 – Сравнение расходов топлива в КС по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на высоте полета $H = 6000$ м, на различных режимах работы двигателя и скоростях полета (параметры атмосферы соответствуют МСА, ТО №199/2001-27 [82])

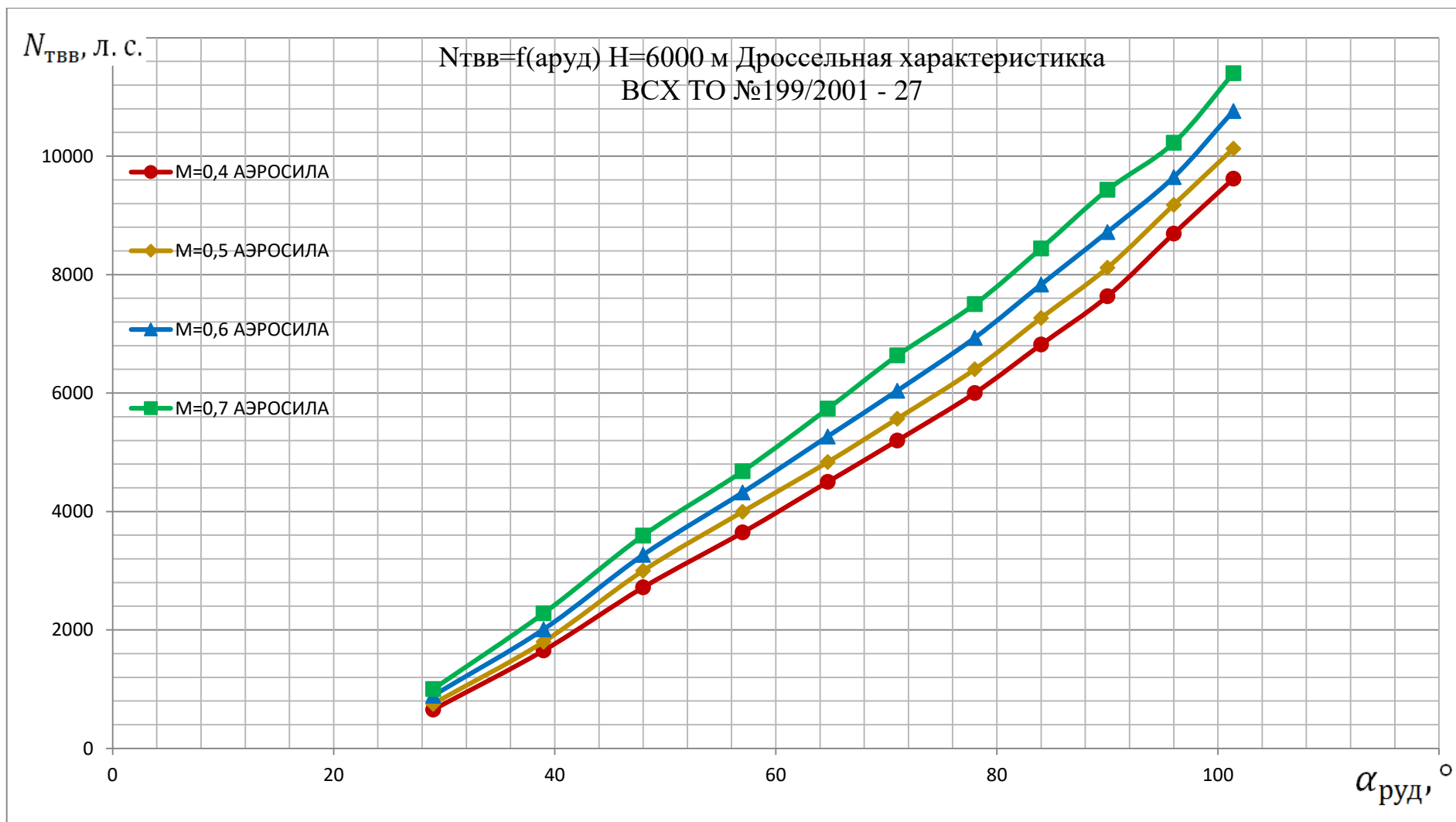


Рисунок Б.45 – Мощности, развиваемые ТВВ по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко на высоте полета $H = 6000$ м, параметры атмосферы соответствуют МСА, на различных режимах работы двигателя и скоростях полета (параметры атмосферы соответствуют МСА, ТО №199/2001-27 [82])

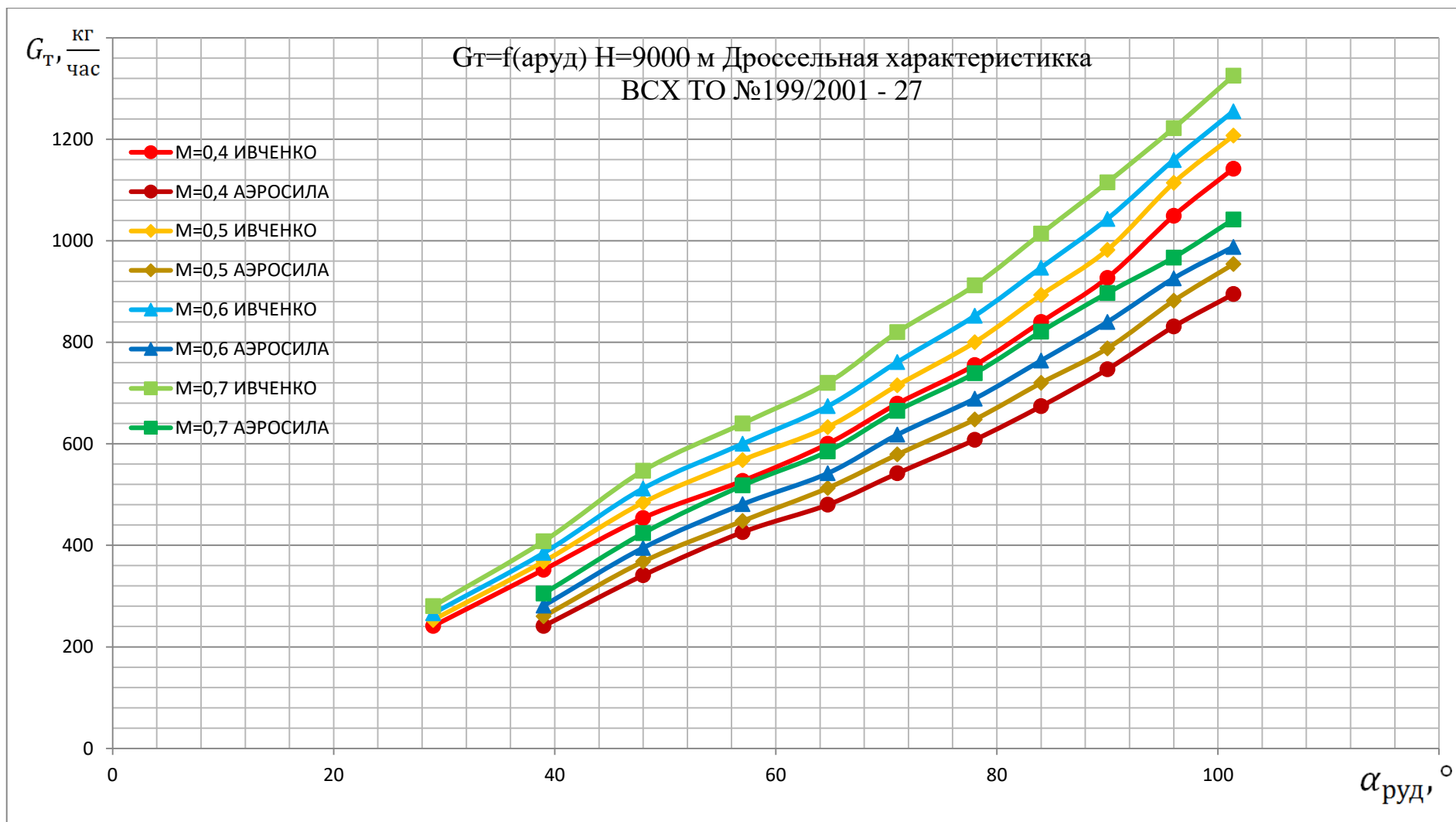


Рисунок Б.46 – Сравнение расходов топлива в КС по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на высоте полета $H = 9000 \text{ м}$, на различных режимах работы двигателя и скоростях полета (параметры атмосферы соответствуют МСА, ТО №199/2001-27 [82])

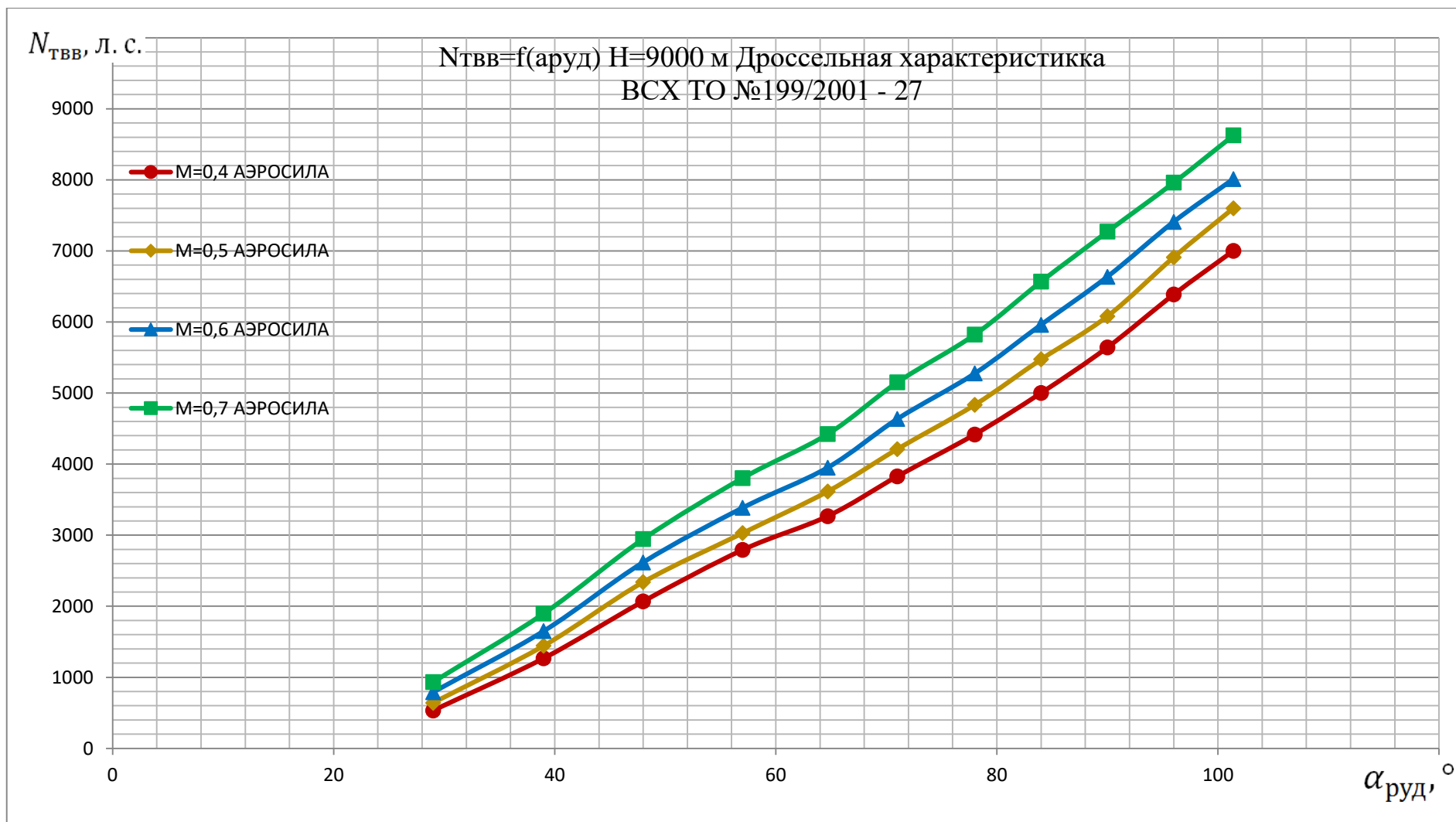


Рисунок Б.47 – Мощности, развиваемые ТВВ по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко на высоте полета $H = 9000$ м, на различных режимах работы двигателя и скоростях полета (параметры атмосферы соответствуют МСА, ТО №199/2001-27 [82])

ПРИЛОЖЕНИЕ В
(обязательное)

Результаты исследования адекватности разработанной ММ ТВВД Д-27,
представленные в табличном виде

Таблица В.1 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №1, измеренных в процессе
летних испытаний (полет №640 от 31.10.12), с расходами топлива в КС,
полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27,
в различных условиях полета

| $H, \text{ м}$ | $M, 1$ | $V_{\text{приб}}, \frac{\text{км}}{\text{час}}$ | $t_{\text{н}}, \text{ }^{\circ}\text{C}$ | $t_{\text{вх}}^*, \text{ }^{\circ}\text{C}$ | $P_{\text{вх}}^*, \text{ кПа}$ | $\alpha_{\text{руд}}, \text{ }^{\circ}$ | $\pi_{\text{к}\Sigma}^*, 1$ | $n_{\text{ТВВД}}, \frac{\text{об}}{\text{МИН}}$ | $G_{\text{т}}, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ | $G_{\text{т.мод}}, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ |
|----------------|--------|---|--|---|--------------------------------|---|-----------------------------|---|--|--|
| 668 | 0,347 | 403,28 | -0,06 | 1,56 | 101,43 | 102 | 20,506 | 7757,33 | 2025,63 | 1624 |
| 654 | 0,275 | 323,06 | -0,06 | 0,94 | 98,695 | 83 | 16,803 | 7094 | 1505,25 | 1165 |
| 523 | 0,316 | 378,63 | 0,06 | 1,5 | 102,031 | 71 | 14,443 | 7126,33 | 1241,63 | 969 |
| 620 | 0,293 | 346,69 | -0,13 | 1,06 | 99,852 | 70 | 14,453 | 7145,33 | 1199,13 | 948 |
| 654 | 0,291 | 344,84 | -0,19 | 1 | 99,391 | 69 | 14,279 | 7156,33 | 1180,5 | 927 |
| 690 | 0,274 | 324,59 | -0,19 | 0,88 | 98,156 | 64 | 13,5 | 7126,33 | 1089,75 | 844 |
| 688 | 0,267 | 320,06 | -0,19 | 0,81 | 98,188 | 60 | 12,734 | 7115,66 | 1009,63 | 777 |
| 3688 | 0,421 | 409,41 | -3,69 | -1,44 | 72,469 | 102 | 25,34 | 7760,66 | 1833 | 1582 |
| 3714 | 0,381 | 372,5 | -3,81 | -1,94 | 70,703 | 81 | 20,186 | 7131,66 | 1266,13 | 1085 |
| 3634 | 0,391 | 385,47 | -3,69 | -1,75 | 71,797 | 73 | 18,186 | 7107,33 | 1122,13 | 945 |
| 3651 | 0,385 | 378,41 | -3,69 | -1,81 | 71,438 | 66 | 16,77 | 7118,33 | 984,75 | 836 |
| 3664 | 0,374 | 367,53 | -3,63 | -1,81 | 70,906 | 65 | 16,656 | 7131,66 | 963,88 | 821 |
| 3689 | 0,361 | 353,41 | -3,69 | -2 | 70,195 | 58 | 15,063 | 7129 | 854,5 | 700 |
| 7166 | 0,46 | 360 | -9,63 | -7,19 | 46,375 | 102 | 29,227 | 7760,66 | 1339,5 | 1254 |
| 7170 | 0,47 | 367,19 | -9,69 | -7,06 | 46,602 | 86 | 24,711 | 7131,66 | 1054,38 | 954 |
| 7160 | 0,528 | 414,84 | -9,5 | -6,25 | 48,492 | 85 | 24,279 | 7140 | 1067,63 | 977 |
| 7168 | 0,52 | 408,84 | -9,56 | -6,38 | 48,227 | 76 | 21,818 | 7148 | 926,25 | 829 |
| 7167 | 0,51 | 400,28 | -9,56 | -6,5 | 47,852 | 75 | 21,432 | 7137,33 | 919,38 | 799 |
| 7170 | 0,471 | 368,56 | -9,63 | -7 | 46,656 | 68 | 19,84 | 7123,66 | 808,38 | 692 |
| 7138 | 0,466 | 365,66 | -9,5 | -7 | 46,719 | 50 | 15,479 | 7145,33 | 574,88 | 480 |
| 7360 | 0,567 | 441,59 | -9,94 | -6,25 | 48,594 | 28 | 8,891 | 7159 | 234,88 | - |
| 8132 | 0,548 | 402,81 | -11,19 | -7,75 | 42,813 | 95 | 27,717 | 7121 | 1140 | 1059 |
| 8142 | 0,539 | 396 | -11,25 | -7,94 | 42,453 | 89 | 26,055 | 7126,33 | 1044,25 | 949 |
| 8167 | 0,532 | 390,22 | -11,31 | -8,06 | 42,125 | 82 | 23,938 | 7129 | 905,88 | 826 |
| 8164 | 0,528 | 387,31 | -11,38 | -8,19 | 42,016 | 75 | 22,242 | 7137,33 | 826 | 739 |
| 8168 | 0,502 | 367,53 | -11,44 | -8,56 | 41,266 | 62 | 18,904 | 7142,66 | 663 | 569 |
| 4108 | 0,391 | 372,5 | -4,56 | -2,63 | 67,32 | 80 | 20,25 | 7153,66 | 1279,63 | 1037 |
| 4148 | 0,401 | 382,56 | -4,56 | -2,5 | 67,492 | 70 | 18,012 | 7107,33 | 1053 | 875 |
| 4128 | 0,392 | 374 | -4,5 | -2,56 | 67,359 | 66 | 17,355 | 7110,33 | 1010,63 | 827 |
| 4150 | 0,388 | 370,19 | -4,5 | -2,63 | 67,063 | 59 | 15,607 | 7107,33 | 860,38 | 704 |
| 4166 | 0,402 | 382,56 | -4,63 | -2,56 | 67,406 | 51 | 13,986 | 7159 | 753,38 | 605 |
| 4160 | 0,375 | 356,53 | -4,56 | -2,75 | 66,484 | 48 | 13,236 | 7129 | 702,13 | 551 |
| 4160 | 0,401 | 382,56 | -4,56 | -2,5 | 67,469 | 44 | 12,283 | 7129 | 641 | 505 |
| 4160 | 0,367 | 348,66 | -4,5 | -2,75 | 66,211 | 35 | 9,734 | 7148 | 425,5 | 365 |
| 4044 | 0,373 | 357,44 | -4,31 | -2,5 | 67,438 | 31 | 8,486 | 7102 | 347,75 | 307 |
| 4160 | 0,346 | 328,28 | -4,56 | -3,06 | 65,539 | 30 | 8,363 | 7137,33 | 337,88 | 295 |

Таблица В.2 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №2, измеренных в процессе летных испытаний (полет №640 от 31.10.12), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, в различных условиях полета

| $H, \text{ м}$ | $M, 1$ | $V_{\text{приб}}, \frac{\text{км}}{\text{час}}$ | $t_{\text{н}}, \text{ }^{\circ}\text{C}$ | $t_{\text{вх}}^*, \text{ }^{\circ}\text{C}$ | $P_{\text{вх}}^*, \text{ кПа}$ | $\alpha_{\text{руд}}, \text{ }^{\circ}$ | $\pi_{\text{к}\Sigma}^*, 1$ | $n_{\text{ТВВД}}, \frac{\text{об}}{\text{мин}}$ | $G_{\text{т}}, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ | $G_{\text{т.мод}}, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ |
|----------------|--------|---|--|---|--------------------------------|---|-----------------------------|---|--|--|
| 634 | 0,297 | 352,72 | 0 | 1,19 | 99,898 | 118 | 23,105 | 8408 | 2509 | 1919 |
| 620 | 0,25 | 293,34 | 0 | 0,81 | 98,188 | 87 | 17,518 | 7154 | 1652,38 | 1228 |
| 638 | 0,256 | 305,59 | 0 | 0,88 | 98,438 | 79 | 15,988 | 7116 | 1466,38 | 1076 |
| 690 | 0,273 | 324,59 | -0,19 | 0,81 | 98,359 | 64 | 13,508 | 7126 | 1126,75 | 846 |
| 685 | 0,272 | 316,47 | -0,19 | 0,81 | 98,188 | 59 | 12,615 | 7186 | 1023,88 | 767 |
| 3682 | 0,369 | 361,5 | -3,75 | -2 | 70,547 | 118 | 26,852 | 8397 | 2107,13 | 1697 |
| 3720 | 0,375 | 367,06 | -3,81 | -2 | 70,438 | 83 | 20,723 | 7121 | 1392,13 | 1124 |
| 3645 | 0,411 | 403,75 | -3,69 | -1,5 | 72,445 | 45 | 11,998 | 7148 | 727,5 | 527 |
| 7156 | 0,453 | 354,09 | -9,69 | -7,31 | 46,219 | 99 | 26,781 | 7341 | 1271,5 | 1074 |
| 7167 | 0,467 | 365,66 | -9,56 | -7 | 46,563 | 72 | 20,844 | 7140 | 885 | 743 |
| 7172 | 0,485 | 380,84 | -9,63 | -6,88 | 47,094 | 71 | 20,576 | 7137 | 883 | 738 |
| 7158 | 0,463 | 362,19 | -9,5 | -7 | 46,492 | 59 | 17,563 | 7148 | 751,25 | 576 |
| 7139 | 0,468 | 366,94 | -9,5 | -6,94 | 46,766 | 52 | 15,799 | 7140 | 677,75 | 496 |
| 8185 | 0,508 | 371,81 | -11,44 | -8,5 | 41,344 | 98 | 27,053 | 7327 | 1134,63 | 979 |
| 8170 | 0,524 | 383,84 | -11,38 | -8,25 | 41,867 | 80 | 23,482 | 7145 | 943,75 | 797 |
| 8207 | 0,511 | 372,84 | -11,44 | -8,44 | 41,266 | 79 | 23,236 | 7140 | 900,75 | 772 |
| 8172 | 0,615 | 454,09 | -11,38 | -7,06 | 44,813 | 57 | 17,361 | 7145 | 725,75 | 554 |
| 4188 | 0,374 | 354,78 | -4,75 | -2,94 | 66,219 | 86 | 21,938 | 7116 | 1451,63 | 1145 |
| 4170 | 0,373 | 354,31 | -4,69 | -2,94 | 66,328 | 75 | 19,254 | 7121 | 1218,25 | 946 |
| 4110 | 0,365 | 347,97 | -4,44 | -2,75 | 66,586 | 63 | 16,49 | 7113 | 972,75 | 757 |
| 4160 | 0,379 | 360 | -4,63 | -2,81 | 66,609 | 57 | 15,08 | 7118 | 943 | 663 |
| 4156 | 0,391 | 372,5 | -4,63 | -2,69 | 67,094 | 43 | 12,045 | 7107 | 694,38 | 489 |
| 4160 | 0,365 | 347,16 | -4,5 | -2,75 | 66,172 | 34 | 9,574 | 7145 | 471,38 | 356 |
| 4141 | 0,387 | 368,91 | -4,56 | -2,63 | 67,094 | 31 | 8,525 | 7148 | 408,25 | 307 |

Таблица В.3 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №3, измеренных в процессе летных испытаний (полет №640 от 31.10.12), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, в различных условиях полета

| $H, м$ | $M, 1$ | $V_{\text{приб}}, \frac{\text{км}}{\text{час}}$ | $t_n, ^\circ\text{C}$ | $t_{\text{вх}}^*, ^\circ\text{C}$ | $P_{\text{вх}}^*, \text{кПа}$ | $\alpha_{\text{руд}}, ^\circ$ | $\pi_{\text{к}\Sigma}^*, 1$ | $n_{\text{ТВВД}}, \frac{\text{об}}{\text{мин}}$ | $G_{\text{т}}, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ | $G_{\text{т.мод}}, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ |
|--------|--------|---|-----------------------|-----------------------------------|-------------------------------|-------------------------------|-----------------------------|---|--|--|
| 676 | 0,452 | 532,34 | 0,19 | 3 | 107,461 | 104 | 20,133 | 7881 | 2201,88 | 1697 |
| 668 | 0,347 | 403,28 | -0,06 | 1,56 | 101,43 | 102 | 20,547 | 7741 | 2093,88 | 1614 |
| 650 | 0,314 | 374 | -0,06 | 1,31 | 100,398 | 86 | 17,477 | 7102 | 1612,13 | 1255 |
| 622 | 0,286 | 341,59 | -0,06 | 1,06 | 99,813 | 70 | 14,498 | 7124 | 1270 | 951 |
| 632 | 0,295 | 344,94 | -0,13 | 1 | 99,688 | 65 | 13,621 | 7156 | 1159 | 869 |
| 641 | 0,295 | 348,88 | -0,06 | 1,19 | 99,781 | 55 | 11,848 | 7140 | 967,88 | 717 |
| 628 | 0,308 | 367,28 | -0,06 | 1,19 | 100,422 | 52 | 11,396 | 7132 | 911,25 | 686 |
| 641 | 0,294 | 347,25 | 0,06 | 1,25 | 99,656 | 48 | 10,734 | 7121 | 829,88 | 632 |
| 3808 | 0,525 | 513,47 | -3,88 | -0,31 | 76,188 | 102 | 24,184 | 7741 | 1880,38 | 1575 |
| 3638 | 0,39 | 383,5 | -3,69 | -1,75 | 71,711 | 73 | 18,467 | 7121 | 1168 | 966 |
| 3666 | 0,421 | 413,69 | -3,69 | -1,44 | 72,688 | 57 | 14,846 | 7145 | 899,88 | 713 |
| 3688 | 0,359 | 351,91 | -3,69 | -2 | 70,148 | 54 | 14,475 | 7137 | 833,38 | 662 |
| 3657 | 0,421 | 415,09 | -3,69 | -1,44 | 72,789 | 49 | 13,293 | 7129 | 777,63 | 610 |
| 3645 | 0,415 | 409,06 | -3,63 | -1,44 | 72,664 | 43 | 11,688 | 7148 | 665,38 | 510 |
| 3648 | 0,399 | 393,09 | -3,63 | -1,63 | 72,008 | 42 | 11,33 | 7154 | 646,13 | 484 |
| 7304 | 0,616 | 482,56 | -9,69 | -5,25 | 50,727 | 102 | 26,336 | 7719 | 1327,63 | 1193 |
| 7174 | 0,632 | 501,09 | -9,5 | -4,81 | 52,43 | 75 | 21,447 | 7129 | 1004,13 | 895 |
| 7192 | 0,636 | 503,28 | -9,44 | -4,69 | 52,453 | 70 | 19,922 | 7140 | 946,25 | 802 |
| 7184 | 0,641 | 508,16 | -9,44 | -4,56 | 52,719 | 67 | 19,197 | 7129 | 901,88 | 764 |
| 7139 | 0,464 | 363,47 | -9,5 | -7 | 46,641 | 96 | 25,961 | 7124 | 1164,63 | 1030 |
| 7180 | 0,497 | 389,75 | -9,63 | -6,69 | 47,398 | 27 | 8,93 | 7156 | 315,38 | - |
| 8218 | 0,603 | 443,69 | -11,44 | -7,31 | 44,086 | 96 | 25,742 | 7121 | 1092,63 | 979 |
| 8170 | 0,64 | 473,66 | -11,44 | -6,75 | 45,727 | 27 | 9,082 | 7116 | 286,5 | - |
| 4145 | 0,388 | 369,94 | -4,56 | -2,63 | 67,102 | 96 | 24,053 | 7110 | 1651,13 | 1331 |
| 4150 | 0,388 | 370,06 | -4,5 | -2,63 | 67,063 | 57 | 15,219 | 7137 | 869,13 | 678 |
| 4152 | 0,384 | 365,66 | -4,5 | -2,69 | 66,875 | 46 | 12,809 | 7135 | 689,5 | 538 |
| 4184 | 0,36 | 341,81 | -4,56 | -2,94 | 65,813 | 37 | 10,389 | 7143 | 525,88 | 395 |
| 4164 | 0,314 | 297,5 | -4,5 | -3,25 | 64,547 | 27 | 8,025 | 7124 | 372,25 | 277 |
| 4112 | 0,37 | 356,06 | -4,5 | -2,69 | 66,836 | 27 | 7,885 | 7143 | 401,25 | 279 |

Таблица В.4 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №4, измеренных в процессе летных испытаний (полет №640 от 31.10.12), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, в различных условиях полета

| H , м | M , 1 | $V_{\text{приб}}$, $\frac{\text{км}}{\text{час}}$ | t_H , °С | $t_{\text{вх}}^*$, °С | $P_{\text{вх}}^*$, кПа | $\alpha_{\text{руд}}$, ° | $\pi_{\text{кС}}$, 1 | $n_{\text{ТВВД}}$, $\frac{\text{об}}{\text{мин}}$ | G_T , $\frac{\text{кг}}{\text{час}}$ | $G_{\text{Т.мод}}$, $\frac{\text{кг}}{\text{час}}$ |
|---------|---------|--|------------|------------------------|-------------------------|---------------------------|-----------------------|--|--|---|
| 320,5 | 0,22 | 258,25 | 0,75 | 1,44 | 100,5313 | 118,08 | 22,14 | 8381,66 | 2617,88 | 1808 |
| 503,5 | 0,23 | 276,19 | 0,31 | 1,06 | 98,9063 | 102,04 | 20,27 | 7751 | 2168,50 | 1546 |
| 543,5 | 0,24 | 286,97 | 0,25 | 1 | 98,7734 | 102,03 | 20,27 | 7744,66 | 2169,88 | 1543 |
| 620,5 | 0,24 | 293,34 | 0 | 0,81 | 98,1875 | 89,31 | 18 | 7156,33 | 1763,25 | 1283 |
| 651 | 0,26 | 308,97 | -0,06 | 0,88 | 98,4063 | 83,5 | 16,87 | 7126,33 | 1584,63 | 1166 |
| 690 | 0,27 | 318,78 | -0,19 | 0,88 | 98,1563 | 65,3 | 13,72 | 7189,33 | 1171,50 | 864 |
| 687,5 | 0,27 | 317,28 | -0,13 | 0,81 | 98,1719 | 60,15 | 12,82 | 7153,66 | 1066,50 | 785 |
| 3630 | 0,39 | 386,97 | -3,69 | -1,75 | 71,8828 | 74,43 | 18,62 | 7118,33 | 1201,75 | 981 |
| 3647,5 | 0,4 | 395,19 | -3,63 | -1,56 | 72,0391 | 45,88 | 12,38 | 7137,33 | 740,63 | 547 |
| 3553,5 | 0,46 | 454,44 | -4,31 | -1,69 | 75,4844 | 28,8 | 7,63 | 7131,66 | 374 | - |
| 7150 | 0,55 | 432 | -9,5 | -6 | 49,2969 | 101,98 | 26,67 | 7741,33 | 1276,5 | 1168 |
| 7175,5 | 0,46 | 362,53 | -9,63 | -7,13 | 46,4063 | 94,51 | 25,92 | 7110,33 | 1160 | 1021 |
| 7170,5 | 0,47 | 367,19 | -9,63 | -7,06 | 46,5938 | 85,04 | 24,51 | 7134,66 | 1087,25 | 943 |
| 7165,5 | 0,47 | 370,75 | -9,63 | -7 | 46,7656 | 72,52 | 21,08 | 7134,66 | 883,5 | 758 |
| 7158,5 | 0,48 | 373,06 | -9,63 | -6,94 | 46,875 | 66,14 | 19,49 | 7142,66 | 789,88 | 679 |
| 7145 | 0,48 | 373,88 | -9,56 | -6,88 | 46,9922 | 58,98 | 17,65 | 7137,33 | 733,38 | 588 |
| 7139 | 0,47 | 366,72 | -9,56 | -7 | 46,7578 | 50,92 | 15,72 | 7131,66 | 638,13 | 492 |
| 8158,5 | 0,51 | 373,06 | -11,38 | -8,44 | 41,5156 | 100,56 | 26,98 | 7594 | 1058,63 | 926 |
| 8190 | 0,51 | 375,03 | -11,44 | -8,44 | 41,4453 | 95,83 | 26 | 7129 | 1021,13 | 919 |
| 8142,5 | 0,55 | 401,19 | -11,25 | -7,81 | 42,6875 | 93,73 | 25,59 | 7118,33 | 1008,88 | 930 |
| 8142,5 | 0,54 | 396,22 | -11,31 | -7,94 | 42,4688 | 89,65 | 25,6 | 7118,33 | 1008,88 | 924 |
| 8167 | 0,53 | 390,22 | -11,31 | -8,06 | 42,125 | 82,69 | 24,52 | 7121 | 940 | 856 |
| 8165,5 | 0,53 | 386,5 | -11,38 | -8,19 | 41,9922 | 76,78 | 22,75 | 7126,33 | 847 | 764 |
| 6636,5 | 0,57 | 468,22 | -8,5 | -4,63 | 54,0313 | 28,77 | 8,72 | 7145,33 | 296,63 | - |
| 4186,5 | 0,37 | 354,69 | -4,75 | -3 | 66,2188 | 85,91 | 22,02 | 7113 | 1442,63 | 1150 |
| 4178 | 0,37 | 353,5 | -4,69 | -2,94 | 66,2344 | 78,36 | 20,14 | 7115,66 | 1262,63 | 1009 |
| 4167 | 0,37 | 355,47 | -4,69 | -2,94 | 66,3906 | 72,36 | 18,73 | 7110,33 | 1143,13 | 908 |
| 4126,5 | 0,39 | 374,34 | -4,5 | -2,56 | 67,3828 | 66,2 | 17,25 | 7118,33 | 1113,25 | 820 |
| 4179 | 0,28 | 267,28 | -4,56 | -3,56 | 63,625 | 64,51 | 17,13 | 7104,66 | 1018,88 | 760 |
| 4136,5 | 0,39 | 372,84 | -4,5 | -2,56 | 67,25 | 61,86 | 16,26 | 7126,33 | 967,13 | 750 |
| 4151 | 0,39 | 369,59 | -4,5 | -2,63 | 67,0313 | 60,41 | 16,04 | 7123,66 | 932,75 | 733 |
| 4182,5 | 0,27 | 258,5 | -4,5 | -3,56 | 63,3047 | 55,81 | 15,16 | 7126,33 | 851,5 | 633 |
| 4134 | 0,38 | 359,06 | -4,5 | -2,75 | 66,7734 | 55,52 | 15,01 | 7115,66 | 826,25 | 661 |
| 4160,5 | 0,38 | 360,69 | -4,63 | -2,81 | 66,625 | 54,1 | 14,67 | 7121 | 877,5 | 639 |
| 4152 | 0,38 | 365,91 | -4,5 | -2,69 | 66,875 | 49,57 | 13,72 | 7129 | 749,75 | 584 |
| 4156 | 0,39 | 372,84 | -4,63 | -2,69 | 67,1094 | 41,04 | 11,4 | 7107,33 | 620,88 | 453 |
| 4185 | 0,36 | 342,63 | -4,56 | -2,88 | 65,8203 | 40,99 | 11,41 | 7140 | 616,88 | 445 |
| 4159,5 | 0,37 | 348,19 | -4,5 | -2,81 | 66,2109 | 34,67 | 9,63 | 7151 | 480,38 | 359 |
| 4168 | 0,4 | 384,31 | -4,63 | -2,63 | 67,4531 | 34,21 | 9,46 | 7121 | 473,25 | 357 |
| 4163 | 0,3 | 288,81 | -4,56 | -3,38 | 64,3281 | 31,81 | 8,81 | 7131,66 | 427,63 | 309 |
| 4158,5 | 0,34 | 323,88 | -4,56 | -3,06 | 65,4063 | 31,73 | 8,79 | 7145,33 | 421,25 | 312 |
| 4042,5 | 0,38 | 360,22 | -4,38 | -2,56 | 67,5469 | 30,67 | 8,41 | 7115,66 | 407,5 | 304 |
| 4171,5 | 0,42 | 397,16 | -4,69 | -2,5 | 67,9141 | 28,77 | 7,9 | 7126,33 | 374,75 | 281 |

Таблица В.5 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №1, измеренных в процессе летных испытаний (полет №657 от 27.01.13), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, в различных условиях полета

| $H, \text{ м}$ | $M, 1$ | $V_{\text{приб}}, \frac{\text{км}}{\text{час}}$ | $t_{\text{н}}, \text{ }^\circ\text{C}$ | $t_{\text{вх}}^*, \text{ }^\circ\text{C}$ | $P_{\text{вх}}^*, \frac{\text{кГ}}{\text{см}^2}$ | $\alpha_{\text{руд}}, \text{ }^\circ$ | $\pi_{\text{к}\Sigma}^*, 1$ | $n_{\text{ТВВД}}, \frac{\text{об}}{\text{мин}}$ | $G_{\text{т}}, \frac{\text{кГ}}{\text{час}}$ | $G_{\text{т.мод}}, \frac{\text{кГ}}{\text{час}}$ |
|----------------|--------|---|--|---|--|---------------------------------------|-----------------------------|---|--|--|
| 476 | 0,297 | 350,5 | -3,88 | -2,69 | 1,0366 | 101,47 | 20,029 | 7719 | 1993,5 | 1544 |
| 514 | 0,245 | 288,59 | -3,81 | -3,06 | 1,0122 | 92,7 | 18,461 | 7115,66 | 1749,5 | 1321 |
| 436 | 0,182 | 215,78 | -3,75 | -3,31 | 1,0035 | 89,48 | 17,732 | 7129 | 1654,88 | 1233 |
| 552 | 0,301 | 355,94 | -3,69 | -2,5 | 1,0293 | 71,11 | 14,453 | 7126,33 | 1217,13 | 947 |
| 436 | 0,334 | 398,66 | -3,69 | -2,25 | 1,0595 | 69,13 | 13,924 | 7145,33 | 1187,5 | 926 |
| 524 | 0,32 | 380,25 | -3,69 | -2,31 | 1,0423 | 59,95 | 12,584 | 7156,33 | 1018,63 | 790 |
| 420 | 0,335 | 399 | -3,75 | -2,25 | 1,061 | 57,45 | 11,893 | 7121 | 970,75 | 744 |
| 429 | 0,344 | 411,03 | -3,75 | -2,19 | 1,0653 | 47,22 | 10,244 | 7099,33 | 739,25 | 617 |
| 414 | 0,29 | 349,81 | -3,69 | -2,63 | 1,0421 | 28,09 | 6,291 | 7025 | 387,88 | 330 |
| 5122 | 0,393 | 350,97 | -6,94 | -5,06 | 0,6025 | 100,65 | 21,234 | 7110,33 | 1183 | 968 |
| 5124 | 0,39 | 348,53 | -7,06 | -5,19 | 0,6013 | 74,23 | 20,012 | 7134,66 | 1036,25 | 885 |
| 5124 | 0,392 | 350,38 | -7,06 | -5,19 | 0,6021 | 70,22 | 19,053 | 7131,66 | 966,88 | 825 |
| 5126 | 0,395 | 352,59 | -6,94 | -5,06 | 0,6027 | 66,33 | 18,154 | 7134,66 | 891,38 | 769 |
| 5117 | 0,467 | 418,78 | -6,63 | -4 | 0,6293 | 39,61 | 11,322 | 7142,66 | 543 | 413 |
| 5126 | 0,4 | 358,25 | -7,06 | -5,13 | 0,6048 | 37,98 | 10,916 | 7153,66 | 496,63 | 376 |
| 5120 | 0,425 | 380,72 | -6,69 | -4,5 | 0,6136 | 34,27 | 9,854 | 7151 | 428 | 335 |
| 5128 | 0,592 | 534,88 | -7 | -2,75 | 0,6861 | 28,1 | 7,922 | 7153,66 | 351,88 | - |
| 7430 | 0,708 | 554,69 | -11,06 | -5,31 | 0,5497 | 101,82 | 27,043 | 7741,33 | 1614,38 | 1350 |
| 7417 | 0,703 | 550,75 | -11,06 | -5,38 | 0,5484 | 88,7 | 24,199 | 7131,66 | 1312,13 | 1112 |
| 8052 | 0,588 | 436,84 | -11,56 | -7,63 | 0,4552 | 89,74 | 26,066 | 7123,66 | 1077,25 | 1008 |
| 8044 | 0,65 | 485,69 | -11,56 | -6,75 | 0,4789 | 49 | 15,262 | 7140 | 591,25 | 480 |
| 8045 | 0,623 | 463,81 | -11,56 | -7,19 | 0,4681 | 45,87 | 14,381 | 7151 | 540,5 | 430 |
| 8057 | 0,564 | 417,88 | -11,38 | -7,81 | 0,4467 | 28,1 | 9,082 | 7156,33 | 232,13 | - |

Таблица В.6 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №2, измеренных в процессе летных испытаний (полет №657 от 27.01.13), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, в различных условиях полета

| $H, \text{ м}$ | $M, 1$ | $V_{\text{приб}}, \frac{\text{км}}{\text{час}}$ | $t_{\text{н}}, \text{ }^{\circ}\text{C}$ | $t_{\text{вх}}^*, \text{ }^{\circ}\text{C}$ | $P_{\text{вх}}^*, \frac{\text{кГ}}{\text{см}^2}$ | $\alpha_{\text{руд}}, \text{ }^{\circ}$ | $\pi_{\text{к}\Sigma}^*, 1$ | $n_{\text{ТВВД}}, \frac{\text{об}}{\text{мин}}$ | $G_{\text{т}}, \frac{\text{кГ}}{\text{час}}$ | $G_{\text{т.мод}}, \frac{\text{кГ}}{\text{час}}$ |
|----------------|--------|---|--|---|--|---|-----------------------------|---|--|--|
| 658 | 0,408 | 479,09 | -3,5 | -1,38 | 1,0701 | 101,06 | 19,787 | 7672 | 2014,25 | 1582 |
| 436 | 0,182 | 215,78 | -3,75 | -3,31 | 1,0034 | 91,65 | 18,074 | 7135 | 1754,13 | 1267 |
| 430 | 0,172 | 205,94 | -3,69 | -3,25 | 1,002 | 83,39 | 16,512 | 7145 | 1559,88 | 1110 |
| 426 | 0,171 | 203,41 | -3,75 | -3,38 | 1,0028 | 76,82 | 15,26 | 7145 | 1395,5 | 991 |
| 435 | 0,201 | 237,88 | -3,69 | -3,19 | 1,0087 | 66,27 | 13,523 | 7121 | 1185,38 | 842 |
| 422 | 0,208 | 248,88 | -3,69 | -3,13 | 1,0124 | 65,09 | 13,338 | 7078 | 1158,13 | 828 |
| 429 | 0,335 | 399,69 | -3,75 | -2,31 | 1,0605 | 61,93 | 12,637 | 7145 | 1073 | 809 |
| 435 | 0,2 | 239,03 | -3,69 | -3,19 | 1,0086 | 58,56 | 12,209 | 7126 | 1020,88 | 730 |
| 434 | 0,331 | 398,53 | -3,69 | -2,31 | 1,0602 | 54,16 | 11,346 | 7113 | 916,25 | 699 |
| 424 | 0,336 | 401,53 | -3,75 | -2,31 | 1,0631 | 53,41 | 11,168 | 7151 | 899,25 | 687 |
| 5126 | 0,397 | 355,13 | -6,94 | -5,06 | 0,6036 | 101,52 | 21,348 | 7126 | 1201,38 | 978 |
| 5126 | 0,398 | 356,19 | -6,88 | -4,94 | 0,6041 | 71,77 | 19,271 | 7124 | 1031,13 | 842 |
| 5126 | 0,491 | 441,47 | -6,75 | -3,75 | 0,6386 | 57,04 | 15,67 | 7151 | 828,13 | 663 |
| 5124 | 0,487 | 438 | -6,75 | -3,81 | 0,6372 | 47,89 | 13,742 | 7135 | 687,5 | 547 |
| 5117 | 0,468 | 420,19 | -6,69 | -4 | 0,6298 | 38,2 | 10,908 | 7159 | 519 | - |
| 5120 | 0,437 | 391,25 | -6,69 | -4,38 | 0,6176 | 33,21 | 9,455 | 7151 | 407,5 | - |
| 7642 | 0,621 | 475,28 | -10,88 | -6,44 | 0,4954 | 101,82 | 26,98 | 7748 | 1369,5 | 1185 |
| 7617 | 0,631 | 484,31 | -10,81 | -6,19 | 0,5013 | 71,98 | 20,619 | 7143 | 924,38 | 787 |
| 8046 | 0,624 | 465,09 | -11,56 | -7,13 | 0,4688 | 43,16 | 13,41 | 7151 | 512,5 | 388 |
| 1318 | 0,484 | 549,13 | -1,81 | 1,31 | 1,0341 | 99,84 | 19,818 | 7509 | 2052 | 1586 |
| 1320 | 0,486 | 552,94 | -1,81 | 1,38 | 1,0356 | 83,93 | 16,73 | 7129 | 1578,75 | 1203 |
| 1312 | 0,461 | 525,75 | -1,75 | 1,06 | 1,0208 | 57,74 | 12,176 | 7143 | 1017,63 | 750 |
| 1310 | 0,433 | 490,91 | -1,75 | 0,69 | 1,0025 | 52,52 | 11,469 | 7156 | 913,38 | 677 |
| 1310 | 0,426 | 484,53 | -1,81 | 0,63 | 0,9994 | 46,95 | 10,564 | 7118 | 769,88 | 606 |

Таблица В.7 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №3, измеренных в процессе летных испытаний (полет №657 от 27.01.13), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, в различных условиях полета

| $H, \text{ м}$ | $M, 1$ | $V_{\text{приб}}, \frac{\text{км}}{\text{час}}$ | $t_{\text{н}}, \text{ }^{\circ}\text{C}$ | $t_{\text{вх}}^*, \text{ }^{\circ}\text{C}$ | $P_{\text{вх}}^*, \frac{\text{кГ}}{\text{см}^2}$ | $\alpha_{\text{руд}}, \text{ }^{\circ}$ | $\pi_{\text{к}\Sigma}, 1$ | $n_{\text{ТВВД}}, \frac{\text{об}}{\text{мин}}$ | $G_{\text{т}}, \frac{\text{кГ}}{\text{час}}$ | $G_{\text{т.мод}}, \frac{\text{кГ}}{\text{час}}$ |
|----------------|--------|---|--|---|--|---|---------------------------|---|--|--|
| 436 | 0,182 | 216,94 | -3,75 | -3,31 | 1,0035 | 92,85 | 18,336 | 7121 | 1826,25 | 1294 |
| 422 | 0,173 | 208,59 | -3,63 | -3,25 | 1,0032 | 81,43 | 16,176 | 7126 | 1534,63 | 1078 |
| 420 | 0,182 | 216,94 | -3,63 | -3,19 | 1,0056 | 73,31 | 14,793 | 7135 | 1366 | 952 |
| 435 | 0,201 | 240,44 | -3,69 | -3,19 | 1,0087 | 64,57 | 13,32 | 7113 | 1174,88 | 824 |
| 430 | 0,206 | 246 | -3,69 | -3,13 | 1,0106 | 63,55 | 13,088 | 7073 | 1170,25 | 805 |
| 410 | 0,27 | 326,56 | -3,63 | -2,69 | 1,0346 | 27,27 | 6,316 | 7020 | 448,88 | 330 |
| 5135 | 0,529 | 474,22 | -7,19 | -3,75 | 0,6542 | 101,53 | 25,688 | 7706 | 1783,63 | 1436 |
| 5054 | 0,487 | 439,97 | -6,56 | -3,63 | 0,6428 | 80,45 | 20,986 | 7129 | 1290,88 | 1028 |
| 5120 | 0,492 | 442,41 | -6,75 | -3,75 | 0,6394 | 71,92 | 19,205 | 7140 | 1094,63 | 898 |
| 5104 | 0,489 | 440,56 | -6,69 | -3,69 | 0,6396 | 64,88 | 17,502 | 7140 | 976,88 | 782 |
| 5126 | 0,491 | 441,25 | -6,75 | -3,75 | 0,6386 | 55,77 | 15,479 | 7135 | 835,38 | 651 |
| 5120 | 0,473 | 425,16 | -6,69 | -3,94 | 0,6318 | 35,32 | 10,037 | 7137 | 467,25 | - |
| 5120 | 0,438 | 392,88 | -6,69 | -4,31 | 0,6182 | 29,76 | 8,475 | 7140 | 364,63 | - |
| 5126 | 0,4 | 358,38 | -7,06 | -5,13 | 0,6048 | 101,18 | 20,957 | 7151 | 1178,13 | 954 |
| 5120 | 0,397 | 355,03 | -7 | -5,13 | 0,604 | 27,23 | 8,334 | 7173 | 334,38 | 261 |
| 7642 | 0,621 | 475,28 | -10,88 | -6,44 | 0,496 | 101,38 | 26,846 | 7706 | 1365,13 | 1176 |
| 7498 | 0,595 | 459,66 | -11,38 | -7,38 | 0,4956 | 86,13 | 24,465 | 7118 | 1188,5 | 996 |
| 7620 | 0,63 | 483,97 | -10,75 | -6,19 | 0,5009 | 71,14 | 20,555 | 7126 | 925,5 | 783 |
| 7494 | 0,709 | 553,16 | -11,06 | -5,31 | 0,5452 | 88,46 | 24,455 | 7113 | 1351,5 | 1125 |
| 8046 | 0,671 | 501,78 | -11,5 | -6,38 | 0,4872 | 27,15 | 8,85 | 7132 | 325,75 | - |
| 6342 | 0,582 | 485,56 | -9,38 | -5,38 | 0,5774 | 68,62 | 19,066 | 7132 | 1013,5 | 868 |
| 6317 | 0,581 | 485,69 | -9,31 | -5,38 | 0,579 | 59,39 | 17,012 | 7124 | 856,38 | 682 |
| 6286 | 0,578 | 483,72 | -9,19 | -5,25 | 0,5801 | 56,63 | 16,178 | 7137 | 830,13 | 633 |
| 1320 | 0,485 | 550,03 | -1,81 | 1,31 | 1,0353 | 99,14 | 19,873 | 7414 | 2100,38 | 1559 |
| 1323 | 0,468 | 531,41 | -1,81 | 1,06 | 1,0232 | 94,73 | 19,139 | 7121 | 1948,75 | 1448 |
| 1289 | 0,453 | 514,97 | -1,63 | 1,06 | 1,0175 | 84,66 | 17,236 | 7110 | 1693,75 | 1230 |
| 1248 | 0,467 | 531,63 | -1,63 | 1,25 | 1,0323 | 71,3 | 14,645 | 7086 | 1382,88 | 984 |
| 1308 | 0,477 | 540,09 | -2 | 1,06 | 1,0315 | 54,4 | 11,834 | 7065 | 1038,75 | 729 |
| 1588 | 0,49 | 546,91 | -2,69 | 0,44 | 1,0054 | 31,32 | 7,053 | 7075 | 509,25 | - |

Таблица В.8 – Сравнение расходов топлива в КС СУ №4, измеренных в процессе летных испытаний (полет №657 от 27.01.13), с расходами топлива в КС, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, в различных условиях полета

| $H, \text{ м}$ | $M, 1$ | $V_{\text{приб}}, \frac{\text{км}}{\text{час}}$ | $t_{\text{н}}, \text{ }^{\circ}\text{C}$ | $t_{\text{вх}}^*, \text{ }^{\circ}\text{C}$ | $P_{\text{вх}}^*, \frac{\text{кГ}}{\text{см}^2}$ | $\alpha_{\text{руд}}, \text{ }^{\circ}$ | $\pi_{\text{к}\Sigma}, 1$ | $n_{\text{ТВВД}}, \frac{\text{об}}{\text{мин}}$ | $G_{\text{т}}, \frac{\text{кГ}}{\text{час}}$ | $G_{\text{т.мод}}, \frac{\text{кГ}}{\text{час}}$ |
|----------------|--------|---|--|---|--|---|---------------------------|---|--|--|
| 436 | 0,182 | 215,78 | -3,75 | -3,31 | 1,0035 | 94,11 | 18,584 | 7126 | 1871,25 | 1319 |
| 430 | 0,173 | 205,94 | -3,69 | -3,25 | 1,0021 | 85,75 | 17,037 | 7129 | 1656,5 | 1162 |
| 438 | 0,337 | 400,16 | -3,69 | -2,25 | 1,0607 | 70,05 | 14,1 | 7121 | 1246,5 | 944 |
| 424 | 0,34 | 407,09 | -3,75 | -2,19 | 1,0637 | 65,3 | 13,289 | 7135 | 1161,13 | 870 |
| 422 | 0,341 | 408,5 | -3,69 | -2,19 | 1,0656 | 60,39 | 12,436 | 7124 | 1060,38 | 795 |
| 426 | 0,337 | 398,53 | -3,75 | -2,25 | 1,0619 | 53,08 | 11,201 | 7145 | 905,63 | 690 |
| 5139 | 0,43 | 384,75 | -7,19 | -4,94 | 0,6141 | 101,48 | 26,334 | 7722 | 1664,75 | 1379 |
| 5126 | 0,397 | 355,13 | -7,13 | -5,19 | 0,6037 | 101,39 | 21,307 | 7062 | 1199,63 | 974 |
| 5116 | 0,491 | 441,59 | -6,69 | -3,75 | 0,6393 | 71,69 | 19,109 | 7148 | 1081 | 891 |
| 5106 | 0,49 | 440,56 | -6,69 | -3,69 | 0,6396 | 67,44 | 18,1 | 7148 | 1021,13 | 823 |
| 5128 | 0,493 | 443,44 | -6,75 | -3,75 | 0,6392 | 63,66 | 17,246 | 7126 | 924,38 | 765 |
| 5126 | 0,491 | 441,25 | -6,75 | -3,75 | 0,6384 | 57,52 | 15,834 | 7135 | 837,63 | 673 |
| 5122 | 0,485 | 436,63 | -6,75 | -3,81 | 0,6367 | 48,48 | 13,93 | 7137 | 739 | 557 |
| 5117 | 0,469 | 421,47 | -6,69 | -4 | 0,6303 | 38,39 | 11,033 | 7145 | 521,25 | - |
| 5120 | 0,394 | 352,34 | -7,06 | -5,19 | 0,6031 | 28,7 | 8,127 | 7049 | 319,63 | 251 |
| 7438 | 0,708 | 554,56 | -11,06 | -5,31 | 0,5495 | 102,15 | 27,283 | 7751 | 1715,5 | 1369 |
| 7642 | 0,621 | 475,28 | -10,88 | -6,44 | 0,4954 | 101,02 | 26,996 | 7662 | 1389,75 | 1184 |
| 7610 | 0,633 | 486,16 | -10,81 | -6,19 | 0,5025 | 77,37 | 22,082 | 7137 | 1019,63 | 875 |
| 7636 | 0,629 | 483,16 | -10,75 | -6,13 | 0,4997 | 71,77 | 20,635 | 7135 | 927,25 | 786 |
| 8052 | 0,682 | 510,56 | -11,5 | -6,25 | 0,4915 | 96,34 | 26,311 | 7118 | 1362 | 1130 |
| 8045 | 0,668 | 500,38 | -11,5 | -6,38 | 0,4865 | 63,73 | 18,664 | 7137 | 778,25 | 661 |
| 8044 | 0,651 | 485,91 | -11,56 | -6,69 | 0,4794 | 51,09 | 15,729 | 7140 | 655 | 503 |
| 8045 | 0,621 | 462,66 | -11,56 | -7,19 | 0,4677 | 47,98 | 15,131 | 7140 | 599,63 | 461 |
| 1332 | 0,456 | 518,78 | -1,81 | 0,94 | 1,0152 | 94,77 | 19,105 | 7132 | 1985,5 | 1431 |
| 1278 | 0,454 | 517,06 | -1,63 | 1,06 | 1,021 | 82,94 | 16,736 | 7099 | 1668,5 | 1182 |
| 1248 | 0,467 | 531,63 | -1,63 | 1,25 | 1,0323 | 70,01 | 14,354 | 7113 | 1365,88 | 962 |
| 1260 | 0,472 | 537,44 | -1,81 | 1,19 | 1,0345 | 61,27 | 12,783 | 7129 | 1171,63 | 812 |
| 1295 | 0,474 | 539,5 | -1,94 | 1,06 | 1,0323 | 55,12 | 11,814 | 7113 | 1048,75 | 728 |
| 1579 | 0,489 | 547,97 | -2,69 | 0,44 | 1,0057 | 35,43 | 7,932 | 7121 | 589 | - |

Таблица В.9 – Сравнение параметров ТВВД Д-27 по экспериментально-расчетным данным

ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с параметрами ММ ТВВД Д-27 на высоте $H = 0$ м, числе Маха $M = 0$,

на различных режимах работы двигателя

(параметры атмосферы соответствуют МСА, Факс №330/3485 от 26.06.2013 ОАО «УНПП «Молния» [81])

| Пар./Реж. | ЗМГ | 0,2МП | 0,3МП | 0,4МП | 0,5МП | 0,6МП | 0,7МП | 0,8МП | МАКС.КР | МП | ВЗЛЕТ |
|------------------------------|--------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| $P_{ВХ}^*$, Па | 101325 | 101325 | 101325 | 101325 | 101325 | 101325 | 101325 | 101325 | 101325 | 101325 | 101325 |
| $\pi_{КС}^*$, 1 | 6,2 | 10,1 | 11,6 | 12,8 | 14 | 15,1 | 16,3 | 17,5 | 18,6 | 19,6 | 22 |
| $P_{КВД}^*$, Па | 628280 | 1027313 | 1172573 | 1301573 | 1416088 | 1534389 | 1651807 | 1773246 | 1884182 | 1986890 | 2227954 |
| $n_{НД}, \frac{об}{МИН}$ | 8913 | 10624 | 11702 | 12536 | 12654 | 12810 | 12951 | 12950 | 13108 | 13193 | 13468 |
| $n_{НД.МОД}, \frac{об}{МИН}$ | - | 10223 | 10992 | 11468 | 11904 | 12295 | 12567 | 12766 | 12948 | 13086 | 13366 |
| $n_{ВД}, \frac{об}{МИН}$ | 15189 | 17118 | 17501 | 17832 | 18162 | 18334 | 18516 | 18628 | 18894 | 19126 | 19580 |
| $n_{ВД.МОД}, \frac{об}{МИН}$ | - | 16750 | 17056 | 17323 | 17595 | 17832 | 18070 | 18303 | 18498 | 18696 | 19167 |
| $n_{ТВВД}, \frac{об}{МИН}$ | 5712 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7136 | 7135 | 7723 | 8394 |
| $N_{ТВВД}$, Вт | 203300 | 1470400 | 2234600 | 3000700 | 3769000 | 4533400 | 5296000 | 6033900 | 6867300 | 7573500 | 9372000 |
| $N_{ТВВД.МОД}$, Вт | - | 1603490 | 2278640 | 2859140 | 3478660 | 4075800 | 4774230 | 5524650 | 6246420 | 6934540 | 8587660 |

Таблица В.10 – Сравнение параметров ТВВД Д-27 по экспериментально-расчетным данным
 ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с параметрами ММ ТВВД Д-27 на высоте $H = 6000$ м, числе Маха $M = 0,5$,
 на различных режимах работы двигателя
 (параметры атмосферы соответствуют МСА, Факс №330/3485 от 26.06.2013 ОАО «УНПП «Молния» [81])

| Пар./Реж. | ЗМГ | 0,2МП | 0,3МП | 0,4МП | 0,5МП | 0,6МП | 0,7МП | 0,8МП | МАКС.КР | МП | ВЗЛЕТ |
|---------------------------------|--------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| $P_{ВХ}^*$, Па | 55958 | 55958 | 55958 | 55958 | 55958 | 55958 | 55958 | 55958 | 55958 | 55958 | 55958 |
| $\pi_{КС}^*$, 1 | 8,5 | 13,9 | 15,9 | 17,6 | 19,2 | 20,8 | 22,4 | 24 | 25,5 | 26,9 | 29,9 |
| $P_{КВД}^*$, Па | 476214 | 778659 | 888761 | 986536 | 1073327 | 1163002 | 1251989 | 1344027 | 1428122 | 1504331 | 1671166 |
| $n_{НД}$, $\frac{об}{МИН}$ | 9249 | 12060 | 12302 | 12401 | 12545 | 12697 | 12919 | 13102 | 13343 | 13688 | 14503 |
| $n_{НД.МОД}$, $\frac{об}{МИН}$ | - | 11461 | 11971 | 12250 | 12493 | 12689 | 12884 | 13081 | 13259 | 13387 | 13658 |
| $n_{ВД}$, $\frac{об}{МИН}$ | 15667 | 17259 | 17551 | 17828 | 18120 | 18407 | 18658 | 18927 | 19164 | 19391 | 20067 |
| $n_{ВД.МОД}$, $\frac{об}{МИН}$ | - | 16647 | 17052 | 17385 | 17656 | 17917 | 18169 | 18414 | 18641 | 18912 | 19368 |
| $n_{ТВВД}$, $\frac{об}{МИН}$ | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7723 | 8394 |
| $N_{ТВВД}$, Вт | 549000 | 2239900 | 2936100 | 3581200 | 4205800 | 4865700 | 5529500 | 6238900 | 6902200 | 7595400 | 9191600 |
| $N_{ТВВД.МОД}$, Вт | - | 2015680 | 2635230 | 3226760 | 3790620 | 4398090 | 5035980 | 5705510 | 6360180 | 7094300 | 8632460 |

Таблица В.11 – Сравнение параметров ТВВД Д-27 по экспериментально-расчетным данным

ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с параметрами ММ ТВВД Д-27 на высоте $H = 6000$ м, числе Маха $M = 0,6$,

на различных режимах работы двигателя

(параметры атмосферы соответствуют МСА, Факс №330/3485 от 26.06.2013 ОАО «УНПП «Молния» [81])

| Пар./Реж. | ЗМГ | 0,2МП | 0,3МП | 0,4МП | 0,5МП | 0,6МП | 0,7МП | 0,8МП | МАКС.КР | МП | ВЗЛЕТ |
|------------------------------|--------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| $P_{ВХ}^*$, Па | 60165 | 60165 | 60165 | 60165 | 60165 | 60165 | 60165 | 60165 | 60165 | 60165 | 60165 |
| $\pi_{КС}^*$, 1 | 8,3 | 13,6 | 15,5 | 17,2 | 18,7 | 20,3 | 21,8 | 23,4 | 24,9 | 25,9 | 29,2 |
| $P_{КВД}^*$, Па | 499103 | 816082 | 931480 | 1033952 | 1124931 | 1218911 | 1312174 | 1408635 | 1496780 | 1558877 | 1756741 |
| $n_{НД}, \frac{об}{МИН}$ | 9307 | 12156 | 12392 | 12564 | 12638 | 12781 | 12982 | 13179 | 13338 | 13575 | 14435 |
| $n_{НД.МОД}, \frac{об}{МИН}$ | - | 11511 | 12040 | 12309 | 12545 | 12759 | 12942 | 13139 | 13321 | 13412 | 13713 |
| $n_{ВД}, \frac{об}{МИН}$ | 15721 | 17318 | 17641 | 17979 | 18199 | 18489 | 18755 | 19009 | 19244 | 19438 | 20045 |
| $n_{ВД.МОД}, \frac{об}{МИН}$ | - | 16745 | 17127 | 17478 | 17746 | 18011 | 18255 | 18501 | 18729 | 18938 | 19460 |
| $n_{ТВВД}, \frac{об}{МИН}$ | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7723 | 8394 |
| $N_{ТВВД}$, Вт | 628600 | 2451700 | 3198500 | 3919400 | 4542500 | 5240200 | 5943800 | 6685500 | 7379900 | 7973200 | 9774100 |
| $N_{ТВВД.МОД}$, Вт | - | 2217510 | 2865410 | 3506560 | 4100060 | 4770030 | 5427430 | 6157550 | 6872240 | 7486800 | 9304710 |

Таблица В.12 – Сравнение параметров ТВВД Д-27 по экспериментально-расчетным данным

ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с параметрами ММ ТВВД Д-27 на высоте $H = 6000$ м, числе Маха $M = 0,7$,

на различных режимах работы двигателя

(параметры атмосферы соответствуют МСА, Факс №330/3485 от 26.06.2013 ОАО «УНПП «Молния» [81])

| Пар./Реж. | ЗМГ | 0,2МП | 0,3МП | 0,4МП | 0,5МП | 0,6МП | 0,7МП | 0,8МП | МАКС.КР | МП | ВЗЛЕТ |
|------------------------------|--------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|----------|
| $P_{ВХ}^*$, Па | 65422 | 65422 | 65422 | 65422 | 65422 | 65422 | 65422 | 65422 | 65422 | 65422 | 65422 |
| $\pi_{КС}^*$, 1 | 8 | 13,1 | 15 | 16,6 | 18,1 | 19,6 | 21,1 | 22,7 | 23,9 | 24,8 | 27,9 |
| $P_{КВД}^*$, Па | 525229 | 858801 | 980240 | 1088077 | 1183802 | 1282705 | 1380842 | 1482364 | 1560417 | 1619670 | 1825213 |
| $n_{НД}, \frac{об}{МИН}$ | 9367 | 12269 | 12489 | 12669 | 12741 | 12882 | 13048 | 13261 | 13393 | 13479 | 14260 |
| $n_{НД.МОД}, \frac{об}{МИН}$ | - | 11524 | 12109 | 12363 | 12602 | 12827 | 13009 | 13203 | 13349 | 13435 | 13768 |
| $n_{ВД}, \frac{об}{МИН}$ | 15738 | 17371 | 17741 | 18049 | 18280 | 18574 | 18845 | 19097 | 19295 | 19474 | 19988 |
| $n_{ВД.МОД}, \frac{об}{МИН}$ | - | 16823 | 17218 | 17559 | 17844 | 18103 | 18351 | 18605 | 18794 | 18982 | 19459 |
| $n_{ТВВД}, \frac{об}{МИН}$ | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7722 | 8394 |
| $N_{ТВВД}$, Вт | 726000 | 2694900 | 3503800 | 4260900 | 4924100 | 5664700 | 6416200 | 7195500 | 7809900 | 8385200 | 10194100 |
| $N_{ТВВД.МОД}$, Вт | - | 2419150 | 3139550 | 3811420 | 4469890 | 5165200 | 5897100 | 6707090 | 7344670 | 7955110 | 9689670 |

Таблица В.13 – Сравнение параметров ТВВД Д-27 по экспериментально-расчетным данным

ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с параметрами ММ ТВВД Д-27 на высоте $H = 11000$ м, числе Маха $M = 0,5$,
на различных режимах работы двигателя

(параметры атмосферы соответствуют МСА, Факс №330/3485 от 26.06.2013 ОАО «УНПП «Молния» [81])

| Пар./Реж. | ЗМГ | 0,2МП | 0,3МП | 0,4МП | 0,5МП | 0,6МП | 0,7МП | 0,8МП | МАКС.КР | МП | ВЗЛЕТ |
|------------------------------|--------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| $P_{ВХ}^*$, Па | 26832 | 26832 | 26832 | 26832 | 26832 | 26832 | 26832 | 26832 | 26832 | 26832 | 26832 |
| $\pi_{КС}^*$, 1 | 9,6 | 15,6 | 17,9 | 19,8 | 21,6 | 23,4 | 25,2 | 27 | 28,7 | 30 | 30,2 |
| $P_{КВД}^*$, Па | 256755 | 419824 | 479185 | 531907 | 578696 | 627044 | 675049 | 724633 | 769990 | 805353 | 811041 |
| $n_{НД}, \frac{об}{МИН}$ | 8973 | 11421 | 11563 | 11729 | 11906 | 12126 | 12305 | 12758 | 13162 | 13525 | 13525 |
| $n_{НД.МОД}, \frac{об}{МИН}$ | - | 11142 | 11486 | 11742 | 11947 | 12158 | 12362 | 12548 | 12722 | 12844 | 12838 |
| $n_{ВД}, \frac{об}{МИН}$ | 15066 | 16432 | 16745 | 17079 | 17356 | 17632 | 17884 | 18139 | 18387 | 18788 | 18923 |
| $n_{ВД.МОД}, \frac{об}{МИН}$ | - | 15798 | 16222 | 16519 | 16785 | 17049 | 17309 | 17593 | 17839 | 18042 | 18109 |
| $n_{ТВВД}, \frac{об}{МИН}$ | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7723 | 8394 |
| $N_{ТВВД}$, Вт | 342800 | 1234800 | 1599500 | 1955400 | 2282900 | 2633000 | 2991600 | 3366600 | 3720200 | 4083400 | 4150000 |
| $N_{ТВВД.МОД}$, Вт | - | 1081540 | 1417370 | 1715700 | 2014310 | 2338760 | 2672970 | 3016860 | 3356760 | 3714570 | 3813580 |

Таблица В.14 – Сравнение параметров ТВВД Д-27 по экспериментально-расчетным данным

ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с параметрами ММ ТВВД Д-27 на высоте $H = 11000$ м, числе Маха $M = 0,6$,

на различных режимах работы двигателя

(параметры атмосферы соответствуют МСА, Факс №330/3485 от 26.06.2013 ОАО «УНПП «Молния» [81])

| Пар./Реж. | ЗМГ | 0,2МП | 0,3МП | 0,4МП | 0,5МП | 0,6МП | 0,7МП | 0,8МП | МАКС.КР | МП | ВЗЛЕТ |
|---------------------------------|--------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| $P_{ВХ}^*$, Па | 28852 | 28852 | 28852 | 28852 | 28852 | 28852 | 28852 | 28852 | 28852 | 28852 | 28852 |
| $\pi_{к\Sigma}^*$, 1 | 9,6 | 15,6 | 17,9 | 19,8 | 21,6 | 23,4 | 25,2 | 27 | 28,7 | 30 | 30,2 |
| $P_{кВД}^*$, Па | 276094 | 451451 | 515285 | 571968 | 622296 | 674284 | 725888 | 779238 | 827997 | 864185 | 870226 |
| $n_{нд}$, $\frac{об}{мин}$ | 9146 | 11550 | 11692 | 11858 | 12040 | 12260 | 12439 | 12906 | 13314 | 13666 | 13666 |
| $n_{нд.мод}$, $\frac{об}{мин}$ | - | 11260 | 11607 | 11864 | 12070 | 12282 | 12485 | 12676 | 12849 | 12969 | 12961 |
| $n_{вд}$, $\frac{об}{мин}$ | 15181 | 16565 | 16892 | 17238 | 17520 | 17797 | 18056 | 18315 | 18567 | 18945 | 19079 |
| $n_{вд.мод}$, $\frac{об}{мин}$ | - | 15954 | 16383 | 16683 | 16957 | 17219 | 17486 | 17777 | 18024 | 18230 | 18296 |
| $n_{ТВВД}$, $\frac{об}{мин}$ | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7723 | 8394 |
| $N_{ТВВД}$, Вт | 418000 | 1420200 | 1822000 | 2213500 | 2573000 | 2955700 | 3343400 | 3750500 | 4134700 | 4520300 | 4598300 |
| $N_{ТВВД.мод}$, Вт | - | 1236620 | 1614210 | 1947370 | 2285050 | 2644790 | 3004860 | 3394540 | 3768500 | 4161690 | 4282950 |

Таблица В.15 – Сравнение параметров ТВВД Д-27 по экспериментально-расчетным данным

ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с параметрами ММ ТВВД Д-27 на высоте $H = 11000$ м, числе Маха $M = 0,7$,
на различных режимах работы двигателя

(параметры атмосферы соответствуют МСА, Факс №330/3485 от 26.06.2013 ОАО «УНПП «Молния» [81])

| Пар./Реж.- | ЗМГ | 0,2МП | 0,3МП | 0,4МП | 0,5МП | 0,6МП | 0,7МП | 0,8МП | МАКС.КР | МП | ВЗЛЕТ |
|------------------------------|--------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| $P_{ВХ}^*$, Па | 31372 | 31372 | 31372 | 31372 | 31372 | 31372 | 31372 | 31372 | 31372 | 31372 | 31372 |
| $\pi_{к\Sigma}^*$, 1 | 9,6 | 15,6 | 17,9 | 19,8 | 21,6 | 23,4 | 25,2 | 27 | 28,7 | 29,9 | 30,1 |
| $P_{кВД}^*$, Па | 300268 | 490963 | 560386 | 622033 | 676765 | 733302 | 789407 | 847435 | 900471 | 938080 | 944249 |
| $n_{нд}, \frac{об}{мин}$ | 9349 | 11700 | 11840 | 12008 | 12195 | 12415 | 12597 | 13079 | 13489 | 13832 | 13832 |
| $n_{нд.мод}, \frac{об}{мин}$ | | 11398 | 11750 | 12004 | 12212 | 12422 | 12628 | 12818 | 12997 | 13176 | 13203 |
| $n_{вд}, \frac{об}{мин}$ | 15320 | 16729 | 17073 | 17425 | 17713 | 17992 | 18258 | 18519 | 18780 | 19150 | 19269 |
| $n_{вд.мод}, \frac{об}{мин}$ | | 16139 | 16570 | 16877 | 17153 | 17421 | 17693 | 17985 | 18232 | 18257 | 18259 |
| $n_{ТВВД}, \frac{об}{мин}$ | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7135 | 7723 | 8394 |
| $N_{ТВВД}$, Вт | 520100 | 1658300 | 2107800 | 2544200 | 2943400 | 3362400 | 3787200 | 4233100 | 4653200 | 5072200 | 5156100 |
| $N_{ТВВД.мод}$, Вт | | 1441040 | 1871340 | 2248680 | 2632890 | 3026980 | 3434040 | 3866930 | 4284660 | 4484430 | 4533370 |

Таблица В.16 – Сравнение параметров ТВВД Д-27 по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с параметрами ММ ТВВД Д-27 на взлетном режиме, высоте полета $H = 0$ м, при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

| $t_n, ^\circ\text{C}$ | $\pi_{к\sigma}^*$ | $G_T, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ | $G_{T, \text{мод}}, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ | $N_{\text{ТВВД}}, \text{л. с.}$ | $N_{\text{ТВВД, мод}}, \text{л. с.}$ | $T_T^*, \text{К}$ | $T_{T, \text{мод}}^*, \text{К}$ |
|-----------------------|-------------------|-------------------------------------|---|---------------------------------|--------------------------------------|-------------------|---------------------------------|
| M=0 | | | | | | | |
| -60 | 21,5 | 2000 | 1403 | 10050 | 9250 | 1235 | 956 |
| -50 | 21,5 | 2050 | 1455 | 10450 | 9525 | 1285 | 1002 |
| -40 | 21,5 | 2105 | 1507 | 10950 | 9795 | 1335 | 1047 |
| -30 | 21,5 | 2155 | 1560 | 11210 | 10065 | 1385 | 1093 |
| -20 | 21,5 | 2205 | 1615 | 11550 | 10309 | 1440 | 1140 |
| -10 | 21,5 | 2260 | 1671 | 11900 | 10550 | 1490 | 1189 |
| 0 | 21,5 | 2310 | 1729 | 12230 | 10794 | 1540 | 1238 |
| 10 | 21,5 | 2375 | 1789 | 12500 | 11035 | 1585 | 1289 |
| 20 | 21,5 | 2420 | 1853 | 12730 | 11276 | 1635 | 1343 |
| 24,5 | 21,5 | 2445 | 1883 | 12900 | 11384 | 1657 | 1368 |
| 30 | 20,7 | 2345 | 1813 | 12050 | 10674 | 1657 | 1375 |
| 40 | 19,1 | 2170 | 1670 | 10600 | 9188 | 1657 | 1385 |
| 50 | 17,8 | 1980 | 1557 | 9250 | 7975 | 1657 | 1398 |
| M=0,2 | | | | | | | |
| -60 | 21 | 2000 | 1401 | 10050 | 9299 | 1230 | 954 |
| -50 | 21 | 2050 | 1453 | 10450 | 9578 | 1280 | 1000 |
| -40 | 21 | 2105 | 1505 | 10950 | 9850 | 1330 | 1045 |
| -30 | 21 | 2155 | 1558 | 11210 | 10124 | 1380 | 1091 |
| -20 | 21 | 2205 | 1613 | 11550 | 10372 | 1435 | 1138 |
| -10 | 21 | 2260 | 1669 | 11900 | 10615 | 1485 | 1186 |
| 0 | 21 | 2310 | 1727 | 12230 | 10862 | 1535 | 1236 |
| 10 | 21 | 2375 | 1787 | 12500 | 11106 | 1580 | 1287 |
| 20 | 21 | 2420 | 1851 | 12730 | 11351 | 1630 | 1340 |
| 25 | 21 | 2445 | 1884 | 12950 | 11470 | 1657 | 1368 |
| 30 | 20,4 | 2370 | 1835 | 12360 | 10942 | 1657 | 1377 |
| 40 | 18,9 | 2170 | 1699 | 10850 | 9507 | 1657 | 1389 |
| 50 | 17,7 | 2010 | 1595 | 9500 | 8378 | 1657 | 1405 |
| M=0,4 | | | | | | | |
| -60 | 19,42 | 1960 | 1376 | 10050 | 9291 | 1210 | 945 |
| -50 | 19,42 | 2010 | 1433 | 10450 | 9548 | 1260 | 993 |
| -40 | 19,42 | 2065 | 1489 | 10950 | 9806 | 1310 | 1042 |
| -30 | 19,42 | 2115 | 1546 | 11210 | 10063 | 1360 | 1090 |
| -20 | 19,42 | 2165 | 1602 | 11550 | 10320 | 1415 | 1139 |
| -10 | 19,42 | 2220 | 1659 | 11900 | 10578 | 1465 | 1187 |
| 0 | 19,42 | 2270 | 1715 | 12230 | 10835 | 1515 | 1236 |
| 10 | 19,42 | 2335 | 1772 | 12500 | 11092 | 1560 | 1284 |
| 20 | 19,42 | 2380 | 1828 | 12730 | 11349 | 1610 | 1333 |
| 30 | 19,42 | 2430 | 1885 | 13050 | 11607 | 1657 | 1381 |
| 40 | 18,1 | 2240 | 1759 | 11600 | 10261 | 1657 | 1395 |
| 50 | 16,85 | 2070 | 1634 | 10200 | 8995 | 1657 | 1406 |

Таблица В.17 – Сравнение параметров ТВВД Д-27 по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с параметрами ММ ТВВД Д-27 на взлетном режиме, высоте полета $H = 1000$ м, при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

| $t_n, ^\circ\text{C}$ | $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ | $G_T, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ | $G_{T.\text{мод}}, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ | $N_{\text{ТВВД}}, \text{л. с.}$ | $N_{\text{ТВВД.мод}}, \text{л. с.}$ | $T_T^*, \text{К}$ | $T_{T.\text{мод}}^*, \text{К}$ |
|-----------------------|------------------------|-------------------------------------|--|---------------------------------|-------------------------------------|-------------------|--------------------------------|
| M=0 | | | | | | | |
| -50 | 23,5 | 2070 | 1465 | 11150 | 9979 | 1345 | 1036 |
| -40 | 23,5 | 2120 | 1523 | 11600 | 10256 | 1400 | 1087 |
| -30 | 23,5 | 2180 | 1580 | 11900 | 10534 | 1450 | 1137 |
| -20 | 23,5 | 2230 | 1638 | 12200 | 10811 | 1500 | 1188 |
| -10 | 23,5 | 2280 | 1696 | 12560 | 11089 | 1550 | 1239 |
| 0 | 23,5 | 2340 | 1753 | 12850 | 11366 | 1600 | 1289 |
| 10 | 23,5 | 2390 | 1811 | 13115 | 11644 | 1650 | 1340 |
| 20 | 22,1 | 2240 | 1701 | 12000 | 10488 | 1660 | 1354 |
| 30 | 20,7 | 2080 | 1590 | 10700 | 9332 | 1660 | 1369 |
| 45 | 18,4 | 1830 | 1425 | 8800 | 7598 | 1660 | 1390 |
| M=0,2 | | | | | | | |
| -50 | 23,1 | 2080 | 1477 | 11360 | 10156 | 1345 | 1036 |
| -40 | 23,1 | 2130 | 1535 | 11700 | 10441 | 1396 | 1087 |
| -30 | 23,1 | 2190 | 1593 | 12050 | 10725 | 1447 | 1138 |
| -20 | 23,1 | 2240 | 1652 | 12360 | 11009 | 1498 | 1189 |
| -10 | 23,1 | 2290 | 1710 | 12700 | 11293 | 1548 | 1239 |
| 0 | 23,1 | 2350 | 1768 | 13000 | 11577 | 1599 | 1290 |
| 10 | 23,1 | 2400 | 1826 | 13270 | 11862 | 1650 | 1341 |
| 20 | 21,9 | 2280 | 1715 | 12300 | 10693 | 1660 | 1355 |
| 30 | 20,4 | 2110 | 1604 | 10990 | 9524 | 1660 | 1369 |
| 45 | 18,1 | 1850 | 1438 | 9000 | 7771 | 1660 | 1391 |
| M=0,4 | | | | | | | |
| -50 | 21,7 | 2075 | 1486 | 11700 | 10457 | 1330 | 1033 |
| -40 | 21,7 | 2131 | 1546 | 12023 | 10752 | 1381 | 1084 |
| -30 | 21,7 | 2187 | 1605 | 12346 | 11047 | 1432 | 1135 |
| -20 | 21,7 | 2243 | 1665 | 12669 | 11341 | 1482 | 1186 |
| -10 | 21,7 | 2298 | 1724 | 12992 | 11636 | 1533 | 1237 |
| 0 | 21,7 | 2354 | 1784 | 13315 | 11931 | 1584 | 1288 |
| 10 | 21,7 | 2410 | 1843 | 13638 | 12226 | 1635 | 1339 |
| 15 | 21,7 | 2438 | 1873 | 13800 | 12373 | 1660 | 1364 |
| 20 | 20,98 | 2348 | 1810 | 13108 | 11720 | 1660 | 1370 |
| 30 | 19,55 | 2169 | 1685 | 11725 | 10415 | 1660 | 1382 |
| 45 | 17,4 | 1900 | 1496 | 9650 | 8457 | 1660 | 1399 |

Таблица В.18 – Сравнение параметров ТВВД Д-27 по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с параметрами ММ ТВВД Д-27 на взлетном режиме, высоте полета $H = 2500$ м, при различных наружных температурах и скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

| $t_n, ^\circ\text{C}$ | $\pi_{\kappa\Sigma}^*$ | $G_T, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ | $G_{T.\text{мод}}, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ | $N_{\text{ТВВД}}, \text{л. с.}$ | $N_{\text{ТВВД.мод}}, \text{л. с.}$ | $T_T^*, \text{К}$ | $T_{T.\text{мод}}^*, \text{К}$ |
|-----------------------|------------------------|-------------------------------------|--|---------------------------------|-------------------------------------|-------------------|--------------------------------|
| M=0 | | | | | | | |
| -50 | 26,2 | 2010 | 1426 | 11500 | 10144 | 1410 | 1082 |
| -40 | 26,2 | 2063 | 1482 | 11789 | 10440 | 1466 | 1135 |
| -30 | 26,2 | 2117 | 1538 | 12078 | 10737 | 1521 | 1188 |
| -20 | 26,2 | 2170 | 1595 | 12367 | 11033 | 1577 | 1241 |
| -10 | 26,2 | 2223 | 1651 | 12656 | 11330 | 1632 | 1294 |
| -5 | 26,2 | 2250 | 1679 | 12800 | 11478 | 1660 | 1320 |
| 0 | 25,4 | 2175 | 1629 | 12238 | 10948 | 1660 | 1327 |
| 10 | 23,8 | 2025 | 1528 | 11113 | 9889 | 1660 | 1342 |
| 20 | 22,2 | 1875 | 1427 | 9988 | 8830 | 1660 | 1357 |
| 35 | 19,8 | 1650 | 1276 | 8300 | 7241 | 1660 | 1379 |
| M=0,2 | | | | | | | |
| -50 | 25,8 | 2030 | 1439 | 11700 | 10332 | 1410 | 1082 |
| -40 | 25,8 | 2084 | 1496 | 12008 | 10638 | 1466 | 1135 |
| -30 | 25,8 | 2138 | 1553 | 12315 | 10944 | 1521 | 1188 |
| -20 | 25,8 | 2192 | 1610 | 12623 | 11250 | 1577 | 1241 |
| -10 | 25,8 | 2245 | 1668 | 12931 | 11556 | 1632 | 1294 |
| -4,5 | 25,8 | 2275 | 1699 | 13100 | 11724 | 1660 | 1323 |
| 0 | 25,08 | 2206 | 1652 | 12576 | 11234 | 1660 | 1330 |
| 10 | 23,49 | 2053 | 1548 | 11411 | 10143 | 1660 | 1344 |
| 20 | 21,89 | 1900 | 1445 | 10247 | 9053 | 1660 | 1358 |
| 35 | 19,5 | 1670 | 1289 | 8500 | 7417 | 1660 | 1380 |
| M=0,4 | | | | | | | |
| -50 | 24,6 | 2080 | 1480 | 12360 | 10909 | 1405 | 1084 |
| -40 | 24,6 | 2137 | 1540 | 12675 | 11239 | 1461 | 1138 |
| -30 | 24,6 | 2194 | 1600 | 12990 | 11570 | 1517 | 1192 |
| -20 | 24,6 | 2251 | 1660 | 13305 | 11901 | 1572 | 1246 |
| -10 | 24,6 | 2308 | 1720 | 13620 | 12231 | 1628 | 1300 |
| -4,3 | 24,6 | 2340 | 1754 | 13800 | 12420 | 1660 | 1330 |
| 0 | 23,94 | 2272 | 1707 | 13280 | 11929 | 1660 | 1336 |
| 10 | 22,42 | 2114 | 1598 | 12072 | 10788 | 1660 | 1350 |
| 20 | 20,89 | 1957 | 1489 | 10863 | 9647 | 1660 | 1363 |
| 35 | 18,6 | 1720 | 1326 | 9050 | 7935 | 1660 | 1383 |

Таблица В.19 – Сравнение параметров ТВВД Д-27 по экспериментально-
расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с параметрами

ММ ТВВД Д-27 на максимальном продолжительном режиме,

высоте полета $H = 0$ м, при различных наружных температурах и

скоростях полета

(физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

| $t_n, ^\circ\text{C}$ | $\pi_{к\sigma}^*$ | $G_T, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ | $G_{T, \text{мод}}, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ | $N_{\text{ТВВД}}, \text{л. с.}$ | $N_{\text{ТВВД, мод}}, \text{л. с.}$ | $T_T^*, \text{К}$ | $T_{T, \text{мод}}^*, \text{К}$ |
|-----------------------|-------------------|-------------------------------------|---|---------------------------------|--------------------------------------|-------------------|---------------------------------|
| M=0 | | | | | | | |
| -60 | 19,15 | 1672 | 1175 | 8120 | 7297 | 1170 | 910 |
| -50 | 19,15 | 1718 | 1221 | 8388 | 7521 | 1218 | 955 |
| -40 | 19,15 | 1763 | 1267 | 8656 | 7745 | 1265 | 1000 |
| -30 | 19,15 | 1809 | 1313 | 8925 | 7969 | 1313 | 1045 |
| -20 | 19,15 | 1855 | 1359 | 9193 | 8193 | 1361 | 1090 |
| -10 | 19,15 | 1900 | 1405 | 9461 | 8418 | 1408 | 1135 |
| 0 | 19,15 | 1946 | 1451 | 9729 | 8642 | 1456 | 1180 |
| 10 | 19,15 | 1992 | 1497 | 9998 | 8866 | 1504 | 1225 |
| 20 | 19,15 | 2037 | 1543 | 10266 | 9090 | 1551 | 1271 |
| 25 | 19,15 | 2060 | 1566 | 10400 | 9202 | 1575 | 1293 |
| 30 | 18,46 | 2002 | 1507 | 9834 | 8634 | 1575 | 1297 |
| 40 | 17,08 | 1886 | 1388 | 8702 | 7497 | 1575 | 1303 |
| 50 | 15,7 | 1770 | 1269 | 7570 | 6360 | 1575 | 1310 |
| M=0,2 | | | | | | | |
| -60 | 18,7 | 1672 | 1173 | 8120 | 7336 | 1170 | 908 |
| -50 | 18,7 | 1718 | 1219 | 8394 | 7561 | 1217 | 953 |
| -40 | 18,7 | 1763 | 1265 | 8667 | 7787 | 1263 | 998 |
| -30 | 18,7 | 1809 | 1311 | 8941 | 8012 | 1310 | 1043 |
| -20 | 18,7 | 1855 | 1357 | 9214 | 8238 | 1356 | 1088 |
| -10 | 18,7 | 1901 | 1403 | 9488 | 8464 | 1403 | 1134 |
| 0 | 18,7 | 1946 | 1450 | 9761 | 8689 | 1449 | 1179 |
| 10 | 18,7 | 1992 | 1496 | 10035 | 8915 | 1496 | 1224 |
| 20 | 18,7 | 2038 | 1542 | 10309 | 9140 | 1542 | 1269 |
| 27 | 18,7 | 2070 | 1574 | 10500 | 9298 | 1575 | 1301 |
| 30 | 18,3 | 2033 | 1539 | 10159 | 8957 | 1575 | 1303 |
| 40 | 16,98 | 1909 | 1422 | 9022 | 7820 | 1575 | 1310 |
| 50 | 15,65 | 1786 | 1305 | 7885 | 6684 | 1575 | 1318 |
| M=0,4 | | | | | | | |
| -60 | 17,3 | 1740 | 1153 | 8420 | 7336 | 1195 | 900 |
| -50 | 17,3 | 1786 | 1199 | 8684 | 7563 | 1244 | 945 |
| -40 | 17,3 | 1832 | 1244 | 8949 | 7791 | 1292 | 990 |
| -30 | 17,3 | 1879 | 1290 | 9213 | 8019 | 1341 | 1034 |
| -20 | 17,3 | 1925 | 1335 | 9478 | 8247 | 1389 | 1079 |
| -10 | 17,3 | 1971 | 1381 | 9742 | 8474 | 1438 | 1124 |
| 0 | 17,3 | 2017 | 1426 | 10007 | 8702 | 1486 | 1169 |
| 10 | 17,3 | 2064 | 1472 | 10271 | 8930 | 1535 | 1213 |
| 20 | 17,3 | 2110 | 1517 | 10536 | 9158 | 1583 | 1258 |
| 30 | 17,3 | 2156 | 1563 | 10800 | 9385 | 1632 | 1303 |
| 40 | 16,18 | 2003 | 1460 | 9660 | 8334 | 1632 | 1314 |
| 50 | 15,05 | 1850 | 1357 | 8520 | 7283 | 1632 | 1326 |

Таблица В.20 – Сравнение параметров ТВВД Д-27 по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с параметрами ММ ТВВД Д-27 на максимальном продолжительном режиме, высоте полета $H = 1000$ м, при различных наружных температурах и скоростях полета

(физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

| $t_n, ^\circ\text{C}$ | $\pi_{к\sigma}^*$ | $G_T, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ | $G_{T.мод}, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ | $N_{ТВВД}, \text{л. с.}$ | $N_{ТВВД.мод}, \text{л. с.}$ | $T_T^*, \text{К}$ | $T_{T.мод}^*, \text{К}$ |
|-----------------------|-------------------|-------------------------------------|---|--------------------------|------------------------------|-------------------|-------------------------|
| M=0 | | | | | | | |
| -50 | 20,97 | 1727 | 1233 | 9070 | 7976 | 1271 | 986 |
| -40 | 20,97 | 1773 | 1280 | 9329 | 8218 | 1319 | 1033 |
| -30 | 20,97 | 1818 | 1326 | 9587 | 8460 | 1368 | 1080 |
| -20 | 20,97 | 1864 | 1373 | 9846 | 8702 | 1416 | 1127 |
| -10 | 20,97 | 1910 | 1420 | 10105 | 8944 | 1464 | 1174 |
| 0 | 20,97 | 1956 | 1466 | 10364 | 9186 | 1512 | 1221 |
| 10 | 20,97 | 2001 | 1513 | 10622 | 9428 | 1561 | 1268 |
| 13 | 20,97 | 2015 | 1527 | 10700 | 9501 | 1575 | 1282 |
| 20 | 19,95 | 1908 | 1449 | 9921 | 8749 | 1575 | 1287 |
| 30 | 18,49 | 1755 | 1338 | 8809 | 7676 | 1575 | 1295 |
| 45 | 16,3 | 1525 | 1172 | 7140 | 6066 | 1575 | 1307 |
| M=0,2 | | | | | | | |
| -50 | 20,55 | 1734 | 1237 | 9155 | 8071 | 1271 | 986 |
| -40 | 20,55 | 1780 | 1284 | 9419 | 8315 | 1318 | 1033 |
| -30 | 20,55 | 1826 | 1331 | 9684 | 8560 | 1365 | 1080 |
| -20 | 20,55 | 1872 | 1378 | 9948 | 8805 | 1412 | 1126 |
| -10 | 20,55 | 1918 | 1425 | 10212 | 9049 | 1460 | 1173 |
| 0 | 20,55 | 1963 | 1472 | 10477 | 9294 | 1507 | 1220 |
| 10 | 20,55 | 2009 | 1519 | 10741 | 9539 | 1554 | 1267 |
| 14,5 | 20,55 | 2030 | 1540 | 10860 | 9649 | 1575 | 1288 |
| 20 | 19,75 | 1943 | 1477 | 10236 | 9042 | 1575 | 1291 |
| 30 | 18,31 | 1784 | 1364 | 9102 | 7939 | 1575 | 1296 |
| 45 | 16,14 | 1545 | 1193 | 7400 | 6283 | 1575 | 1304 |
| M=0,4 | | | | | | | |
| -50 | 19,3 | 1743 | 1242 | 9500 | 8299 | 1257 | 982 |
| -40 | 19,3 | 1789 | 1290 | 9766 | 8555 | 1305 | 1029 |
| -30 | 19,3 | 1835 | 1338 | 10032 | 8811 | 1353 | 1076 |
| -20 | 19,3 | 1881 | 1386 | 10298 | 9067 | 1400 | 1123 |
| -10 | 19,3 | 1928 | 1434 | 10565 | 9322 | 1448 | 1170 |
| 0 | 19,3 | 1974 | 1482 | 10831 | 9578 | 1496 | 1217 |
| 10 | 19,3 | 2020 | 1530 | 11097 | 9834 | 1544 | 1264 |
| 16,5 | 19,3 | 2050 | 1561 | 11270 | 10001 | 1575 | 1295 |
| 20 | 18,83 | 1996 | 1521 | 10856 | 9610 | 1575 | 1297 |
| 30 | 17,5 | 1840 | 1408 | 9674 | 8494 | 1575 | 1305 |
| 45 | 15,5 | 1607 | 1237 | 7900 | 6820 | 1575 | 1317 |

Таблица В.21 – Сравнение параметров ТВВД Д-27 по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с параметрами ММ ТВВД Д-27 на максимальном продолжительном режиме, высоте полета $H = 2500$ м, при различных наружных температурах и скоростях полета
(физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

| $t_n, ^\circ\text{C}$ | $\pi_{к\sigma}^*$ | $G_T, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ | $G_{T.\text{мод}}, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ | $N_{\text{ТВВД}}, \text{л. с.}$ | $N_{\text{ТВВД.мод}}, \text{л. с.}$ | $T_T^*, \text{К}$ | $T_{T.\text{мод}}^*, \text{К}$ |
|-----------------------|-------------------|-------------------------------------|--|---------------------------------|-------------------------------------|-------------------|--------------------------------|
| M=0 | | | | | | | |
| -50 | 23,3 | 1671 | 1192 | 9300 | 8082 | 1323 | 1027 |
| -40 | 23,3 | 1716 | 1237 | 9554 | 8337 | 1374 | 1076 |
| -30 | 23,3 | 1761 | 1282 | 9808 | 8593 | 1425 | 1125 |
| -20 | 23,3 | 1805 | 1328 | 10062 | 8848 | 1476 | 1174 |
| -10 | 23,3 | 1850 | 1373 | 10316 | 9103 | 1527 | 1222 |
| 0 | 23,3 | 1895 | 1418 | 10570 | 9358 | 1578 | 1271 |
| 10 | 21,66 | 1747 | 1313 | 9424 | 8338 | 1578 | 1279 |
| 20 | 20,01 | 1599 | 1209 | 8279 | 7318 | 1578 | 1287 |
| 35 | 17,55 | 1377 | 1052 | 6560 | 5787 | 1578 | 1298 |
| M=0.2 | | | | | | | |
| -50 | 23 | 1691 | 1209 | 9533 | 8288 | 1323 | 1029 |
| -40 | 23 | 1736 | 1255 | 9798 | 8550 | 1374 | 1078 |
| -30 | 23 | 1781 | 1301 | 10063 | 8812 | 1425 | 1127 |
| -20 | 23 | 1825 | 1346 | 10327 | 9074 | 1476 | 1176 |
| -10 | 23 | 1870 | 1392 | 10592 | 9336 | 1527 | 1225 |
| 0 | 23 | 1915 | 1438 | 10857 | 9598 | 1578 | 1274 |
| 10 | 21,37 | 1768 | 1331 | 9684 | 8554 | 1578 | 1281 |
| 20 | 19,74 | 1621 | 1225 | 8510 | 7510 | 1578 | 1289 |
| 35 | 17,3 | 1400 | 1065 | 6750 | 5944 | 1578 | 1301 |
| M=0.4 | | | | | | | |
| -50 | 22 | 1736 | 1248 | 10050 | 8811 | 1323 | 1033 |
| -40 | 22 | 1784 | 1296 | 10315 | 9095 | 1374 | 1082 |
| -30 | 22 | 1831 | 1344 | 10580 | 9379 | 1425 | 1131 |
| -20 | 22 | 1879 | 1391 | 10845 | 9664 | 1476 | 1181 |
| -10 | 22 | 1926 | 1439 | 11110 | 9948 | 1527 | 1230 |
| 0 | 22 | 1974 | 1487 | 11375 | 10232 | 1578 | 1279 |
| 10 | 20,46 | 1825 | 1377 | 10250 | 9143 | 1578 | 1287 |
| 20 | 18,91 | 1676 | 1267 | 9125 | 8053 | 1578 | 1294 |
| 35 | 16,6 | 1452 | 1102 | 7437 | 6419 | 1578 | 1306 |

Таблица В.22 – Сравнение дроссельной характеристики ТВВД Д-27 по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с дроссельной характеристикой, полученной по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на высоте полета $H = 0$ м, скорости полета $M = 0$ (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

| $\alpha_{руд}, ^\circ$ | $N_{ТВВД}, л. с.$ | $G_T, \frac{кг}{час}$ | $G_{Т.мод}, \frac{кг}{час}$ |
|------------------------|-------------------|-----------------------|-----------------------------|
| 29 | 260 | 422 | - |
| 39 | 950 | 678 | 412 |
| 47,6 | 2000 | 852 | 590 |
| 57 | 3000 | 1022 | 723 |
| 64,6 | 4050 | 1184 | 862 |
| 71 | 5070 | 1318 | 1002 |
| 77,6 | 6100 | 1462 | 1137 |
| 84 | 7127 | 1611 | 1270 |
| 90 | 8140 | 1764 | 1397 |
| 93 | 8718 | 1808 | 1468 |
| 95,7 | 9253 | 1851 | 1532 |
| 101,4 | 10200 | 2013 | 1663 |
| 115 | 12633 | 2400 | 2002 |

Таблица В.23 – Сравнение дроссельных характеристик ТВВД Д-27

по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с дроссельными характеристиками, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на высоте полета $H = 4000$ м, при различных скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

| $\alpha_{руд}, ^\circ$ | М=0,2 | | | М=0,4 | | | М=0,5 | | | М=0,6 | | |
|------------------------|-------------------|-----------------------|-----------------------------|-------------------|-----------------------|-----------------------------|-------------------|-----------------------|-----------------------------|-------------------|-----------------------|-----------------------------|
| | $N_{ТВВД}, л. с.$ | $G_T, \frac{кг}{час}$ | $G_{Т.МОД}, \frac{кг}{час}$ | $N_{ТВВД}, л. с.$ | $G_T, \frac{кг}{час}$ | $G_{Т.МОД}, \frac{кг}{час}$ | $N_{ТВВД}, л. с.$ | $G_T, \frac{кг}{час}$ | $G_{Т.МОД}, \frac{кг}{час}$ | $N_{ТВВД}, л. с.$ | $G_T, \frac{кг}{час}$ | $G_{Т.МОД}, \frac{кг}{час}$ |
| 29 | 485 | 400 | - | 690 | 400 | - | 753 | 400 | - | 765 | 400 | - |
| 39 | 1435 | 565 | 365 | 1710 | 577 | 394 | 1812 | 587 | - | 2000 | 592 | - |
| 48 | 2650 | 725 | 526 | 2908 | 748 | 549 | 3081 | 766 | 563 | 3375 | 784 | 590 |
| 57 | 3710 | 868 | 662 | 4044 | 900 | 690 | 4294 | 925 | 711 | 4580 | 944 | 733 |
| 64,8 | 4615 | 1000 | 776 | 5030 | 1048 | 812 | 5333 | 1075 | 836 | 5652 | 1100 | 859 |
| 71 | 5333 | 1070 | 862 | 6000 | 1148 | 927 | 6275 | 1200 | 948 | 6740 | 1241 | 987 |
| 78 | 6220 | 1183 | 969 | 6725 | 1234 | 1012 | 7129 | 1275 | 1046 | 7738 | 1325 | 1100 |
| 84 | 7077 | 1306 | 1070 | 7738 | 1369 | 1129 | 8082 | 1407 | 1155 | 8609 | 1450 | 1198 |
| 90 | 8000 | 1437 | 1177 | 8692 | 1508 | 1238 | 9074 | 1546 | 1268 | 9621 | 1600 | 1312 |
| 96 | 9151 | 1602 | 1308 | 9826 | 1680 | 1366 | 10319 | 1728 | 1407 | 10884 | 1782 | 1451 |
| 101,4 | 10132 | 1757 | 1426 | 10884 | 1833 | 1488 | 11435 | 1884 | 1535 | 12000 | 1942 | 1578 |

Таблица В.24 – Сравнение дроссельных характеристик ТВВД Д-27

по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с дроссельными характеристиками, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на высоте полета $H = 6000$ м, при различных скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

| $\alpha_{руд}, ^\circ$ | M=0,4 | | | M=0,5 | | | M=0,6 | | | M=0,7 | | |
|------------------------|-------------------|-----------------------|-----------------------------|-------------------|-----------------------|-----------------------------|-------------------|-----------------------|-----------------------------|-------------------|-----------------------|-----------------------------|
| | $N_{ТВВД}, л. с.$ | $G_T, \frac{кг}{час}$ | $G_{Т.МОД}, \frac{кг}{час}$ | $N_{ТВВД}, л. с.$ | $G_T, \frac{кг}{час}$ | $G_{Т.МОД}, \frac{кг}{час}$ | $N_{ТВВД}, л. с.$ | $G_T, \frac{кг}{час}$ | $G_{Т.МОД}, \frac{кг}{час}$ | $N_{ТВВД}, л. с.$ | $G_T, \frac{кг}{час}$ | $G_{Т.МОД}, \frac{кг}{час}$ |
| 29 | 653 | 338 | 195 | 753 | 351 | 206 | 890 | 365 | - | 1000 | 373 | - |
| 39 | 1653 | 492 | 341 | 1800 | 504 | 355 | 2010 | 540 | - | 2282 | 548 | - |
| 48 | 2718 | 641 | 476 | 3000 | 663 | 504 | 3266 | 688 | 527 | 3595 | 724 | 555 |
| 57 | 3646 | 768 | 588 | 3995 | 800 | 620 | 4320 | 840 | 648 | 4680 | 874 | 677 |
| 64,7 | 4500 | 847 | 688 | 4833 | 925 | 719 | 5267 | 967 | 757 | 5736 | 1011 | 796 |
| 71 | 5200 | 947 | 770 | 5568 | 987 | 803 | 6040 | 1030 | 844 | 6634 | 1080 | 896 |
| 78 | 6000 | 1042 | 862 | 6400 | 1100 | 897 | 6932 | 1153 | 944 | 7500 | 1206 | 991 |
| 84 | 6820 | 1169 | 955 | 7268 | 1220 | 995 | 7831 | 1278 | 1044 | 8443 | 1345 | 1095 |
| 90 | 7634 | 1292 | 1046 | 8114 | 1347 | 1088 | 8718 | 1407 | 1142 | 9430 | 1481 | 1203 |
| 96 | 8693 | 1440 | 1166 | 9177 | 1495 | 1208 | 9646 | 1541 | 1243 | 10225 | 1595 | 1289 |
| 101,4 | 9620 | 1587 | 1270 | 10127 | 1637 | 1312 | 10763 | 1700 | 1364 | 11400 | 1767 | 1415 |

Таблица В.25 – Сравнение дроссельных характеристик ТВВД Д-27

по экспериментально-расчетным данным ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с дроссельными характеристиками, полученными по результатам расчета ММ ТВВД Д-27, на высоте полета $H = 9000$ м, при различных скоростях полета (физическое наружное давление соответствует МСА, ТО №199/2001-27 [82])

| $\alpha_{руд}, ^\circ$ | М=0,4 | | | М=0,5 | | | М=0,6 | | | М=0,7 | | |
|------------------------|-------------------|-----------------------|-----------------------------|-------------------|-----------------------|-----------------------------|-------------------|-----------------------|-----------------------------|-------------------|-----------------------|-----------------------------|
| | $N_{ТВВД}, л. с.$ | $G_T, \frac{кг}{час}$ | $G_{Т.МОД}, \frac{кг}{час}$ | $N_{ТВВД}, л. с.$ | $G_T, \frac{кг}{час}$ | $G_{Т.МОД}, \frac{кг}{час}$ | $N_{ТВВД}, л. с.$ | $G_T, \frac{кг}{час}$ | $G_{Т.МОД}, \frac{кг}{час}$ | $N_{ТВВД}, л. с.$ | $G_T, \frac{кг}{час}$ | $G_{Т.МОД}, \frac{кг}{час}$ |
| 29 | 533 | 241 | - | 641 | 253 | - | 790 | 266 | - | 934 | 280 | - |
| 39 | 1267 | 352 | 241 | 1443 | 368 | 260 | 1649 | 385 | 281 | 1897 | 408 | 305 |
| 48 | 2067 | 454 | 341 | 2338 | 484 | 368 | 2616 | 512 | 395 | 2945 | 547 | 424 |
| 57 | 2792 | 527 | 426 | 3028 | 568 | 448 | 3384 | 600 | 481 | 3803 | 640 | 518 |
| 64,7 | 3267 | 600 | 480 | 3615 | 633 | 513 | 3950 | 674 | 542 | 4422 | 720 | 585 |
| 71 | 3827 | 679 | 542 | 4211 | 715 | 579 | 4634 | 761 | 618 | 5151 | 820 | 665 |
| 78 | 4417 | 755 | 608 | 4833 | 800 | 648 | 5274 | 852 | 689 | 5822 | 912 | 739 |
| 84 | 5000 | 840 | 674 | 5473 | 893 | 720 | 5960 | 947 | 764 | 6568 | 1014 | 821 |
| 90 | 5640 | 927 | 747 | 6079 | 982 | 788 | 6635 | 1043 | 840 | 7270 | 1115 | 897 |
| 96 | 6385 | 1049 | 831 | 6910 | 1114 | 882 | 7408 | 1159 | 926 | 7960 | 1222 | 967 |
| 101,4 | 7000 | 1142 | 895 | 7600 | 1207 | 954 | 8010 | 1255 | 988 | 8625 | 1325 | 1042 |

ПРИЛОЖЕНИЕ Г
(обязательное)

Значения коэффициентов идентификации ММ ТВВД Д-27

Таблица Г.1 – Расчетные значения коэффициента идентификации $k_{и}$

| $k_{и}, 1$ | $\frac{P_0}{P_{ВХ}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{ВХ}^*}}$ | $P_{ВХ}^*, \text{Па}$ | $T_{н}, \text{К}$ | $M, 1$ | $T_{ВХ}^*, \text{К}$ |
|------------|--|-----------------------|-------------------|--------|----------------------|
| 0,727 | 1,053929594 | 98187,5 | 273,15 | 0,24 | 276,2588786 |
| 0,736 | 1,052775862 | 98171,9 | 273,02 | 0,27 | 276,9527097 |
| 0,797 | 1,564452154 | 66218,8 | 268,4 | 0,37 | 275,6542323 |
| 0,86 | 2,210685794 | 46875 | 263,52 | 0,48 | 275,4959675 |
| 0,9106 | 2,456187721 | 42125 | 261,84 | 0,53 | 276,3432808 |

Таблица Г.2 – Расчетные значения угла идентификации $\varphi_{и}$

| Режим/Парам, | | ЗМГ | 0,2МП | 0,3МП | 0,4МП | 0,5МП | 0,6МП | 0,7МП | 0,8МП | МАКС.КР | МП | ВЗЛЕТ |
|--|----------------------------------|--------|--------------|----------|-------------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|-------------|
| $H = 0, \text{ м};$ $M = 0;$ $\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}} = 1.$ | $\pi_{\text{КС}}^*, 1$ | 6,2 | 10,1 | 11,6 | 12,8 | 14 | 15,1 | 16,3 | 17,5 | 18,6 | 19,6 | 22 |
| | $N_{\text{ТВВ}}, \text{ ВТ}$ | 203300 | 1470400 | 2234600 | 3000700 | 3769000 | 4533400 | 5296000 | 6033900 | 6867300 | 7573500 | 9372000 |
| | $N_{\text{ТВВ.МОД}}, \text{ ВТ}$ | - | 1603490 | 2278640 | 2859140 | 3478660 | 4075800 | 4774230 | 5524650 | 6246420 | 6934540 | 8587660 |
| | $\varphi_{и}, ^\circ$ | - | -1,67623E-05 | -3,2E-06 | 7,21E-06 | 1,11E-05 | 1,39E-05 | 1,3E-05 | 1,06E-05 | 1,1E-05 | 9,89E-06 | 9,23648E-06 |
| $H = 6000, \text{ м};$ $M = 0,5;$ $\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}} = 1,9.$ | $\pi_{\text{КС}}^*, 1$ | 8,5 | 13,9 | 15,9 | 17,6 | 19,2 | 20,8 | 22,4 | 24 | 25,5 | 26,9 | 29,9 |
| | $N_{\text{ТВВ}}, \text{ ВТ}$ | 549000 | 2239900 | 2936100 | 3581200 | 4205800 | 4865700 | 5529500 | 6238900 | 6902200 | 7595400 | 9191600 |
| | $N_{\text{ТВВ.МОД}}, \text{ ВТ}$ | - | 2015680 | 2635230 | 3226760 | 3790620 | 4398090 | 5035980 | 5705510 | 6360180 | 7094300 | 8632460 |
| | $\varphi_{и}, ^\circ$ | - | 2,67999E-05 | 2,52E-05 | 2,26683E-05 | 2,15E-05 | 2E-05 | 1,78E-05 | 1,64E-05 | 1,45E-05 | 1,17E-05 | 1E-05 |
| $H = 6000, \text{ м};$ $M = 0,6;$ $\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}} = 1,75.$ | $\pi_{\text{КС}}^*, 1$ | 8,3 | 13,6 | 15,5 | 17,2 | 18,7 | 20,3 | 21,8 | 23,4 | 24,9 | 25,9 | 29,2 |
| | $N_{\text{ТВВ}}, \text{ ВТ}$ | 628600 | 2451700 | 3198500 | 3919400 | 4542500 | 5240200 | 5943800 | 6685500 | 7379900 | 7973200 | 9774100 |
| | $N_{\text{ТВВ.МОД}}, \text{ ВТ}$ | - | 2217510 | 2865410 | 3506560 | 4100060 | 4770030 | 5427430 | 6157550 | 6872240 | 7486800 | 9304710 |
| | $\varphi_{и}, ^\circ$ | - | 2,193E-05 | 2,23E-05 | 2,12E-05 | 1,87E-05 | 1,65E-05 | 1,54E-05 | 1,35E-05 | 1,14E-05 | 9,7E-06 | 7,1E-06 |
| $H = 6000, \text{ м};$ $M = 0,7;$ $\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}} = 1,59.$ | $\pi_{\text{КС}}^*, 1$ | 8 | 13,1 | 15 | 16,6 | 18,1 | 19,6 | 21,1 | 22,7 | 23,9 | 24,8 | 27,9 |
| | $N_{\text{ТВВ}}, \text{ ВТ}$ | 726000 | 2694900 | 3503800 | 4260900 | 4924100 | 5664700 | 6416200 | 7195500 | 7809900 | 8385200 | 10194100 |
| | $N_{\text{ТВВ.МОД}}, \text{ ВТ}$ | - | 2419150 | 3139550 | 3811420 | 4469890 | 5165200 | 5897100 | 6707090 | 7344670 | 7955110 | 9689670 |
| | $\varphi_{и}, ^\circ$ | - | 1,97E-05 | 1,9E-05 | 1,83E-05 | 1,54E-05 | 1,42E-05 | 1,25E-05 | 1,02E-05 | 8,69E-06 | 7,23E-06 | 6,62E-06 |
| $H = 11000, \text{ м};$ $M = 0,5;$ $\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}} = 4,25.$ | $\pi_{\text{КС}}^*, 1$ | 9,6 | 15,6 | 17,9 | 19,8 | 21,6 | 23,4 | 25,2 | 27 | 28,7 | 30 | 30,2 |
| | $N_{\text{ТВВ}}, \text{ ВТ}$ | 342800 | 1234800 | 1599500 | 1955400 | 2282900 | 2633000 | 2991600 | 3366600 | 3720200 | 4083400 | 4150000 |
| | $N_{\text{ТВВ.МОД}}, \text{ ВТ}$ | - | 1081540 | 1417370 | 1715700 | 2014310 | 2338760 | 2672970 | 3016860 | 3356760 | 3714570 | 3813580 |
| | $\varphi_{и}, ^\circ$ | - | 9,11E-05 | 7,2E-05 | 7,05E-05 | 6,29E-05 | 5,59E-05 | 5,04E-05 | 4,68E-05 | 4,22E-05 | 3,69E-05 | 3,25E-05 |
| $H = 11000, \text{ м};$ $M = 0,6;$ $\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}} = 3,916.$ | $\pi_{\text{КС}}^*, 1$ | 9,6 | 15,6 | 17,9 | 19,8 | 21,6 | 23,4 | 25,2 | 27 | 28,7 | 30 | 30,2 |
| | $N_{\text{ТВВ}}, \text{ ВТ}$ | 418000 | 1420200 | 1822000 | 2213500 | 2573000 | 2955700 | 3343400 | 3750500 | 4134700 | 4520300 | 4598300 |
| | $N_{\text{ТВВ.МОД}}, \text{ ВТ}$ | - | 1236620 | 1614210 | 1947370 | 2285050 | 2644790 | 3004860 | 3394540 | 3768500 | 4161690 | 4282950 |
| | $\varphi_{и}, ^\circ$ | - | 7,86E-05 | 6,1E-05 | 5,91E-05 | 5,15E-05 | 4,56E-05 | 4,19E-05 | 3,75E-05 | 3,37E-05 | 2,86E-05 | 2,42E-05 |
| $H = 11000, \text{ м};$ $M = 0,7;$ $\frac{P_0}{P_{\text{ВХ}}^*} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{T_{\text{ВХ}}^*}} = 3,559.$ | $\pi_{\text{КС}}^*, 1$ | 9,6 | 15,6 | 17,9 | 19,8 | 21,6 | 23,4 | 25,2 | 27 | 28,7 | 29,9 | 30,1 |
| | $N_{\text{ТВВ}}, \text{ ВТ}$ | 520100 | 1658300 | 2107800 | 2544200 | 2943400 | 3362400 | 3787200 | 4233100 | 4653200 | 5072200 | 5156100 |
| | $N_{\text{ТВВ.МОД}}, \text{ ВТ}$ | - | 1441040 | 1871340 | 2248680 | 2632890 | 3026980 | 3434040 | 3866930 | 4284660 | 4484430 | 4533370 |
| | $\varphi_{и}, ^\circ$ | - | 6,5E-05 | 4,99E-05 | 4,81E-05 | 4,12E-05 | 3,71E-05 | 3,32E-05 | 2,96E-05 | 2,62E-05 | 3,83E-05 | 3,98E-05 |

ПРИЛОЖЕНИЕ Д
(обязательное)

Результаты идентификации уточненной ММ ТВВД Д-27

Таблица Д.1 – Значения расходов топлива в КС, полученных по результатам
расчета уточненной ММ ТВВД Д-27 для различных условий полета

| $H, \text{ м}$ | $M, [1]$ | $V_{\text{приб}}, \frac{\text{км}}{\text{час}}$ | $t_{\text{н}}, \text{ }^\circ\text{C}$ | $t_{\text{вх}}^*, \text{ }^\circ\text{C}$ | $P_{\text{вх}}^*, \text{ кПа}$ | $\alpha_{\text{руд}}, \text{ }^\circ$ | $\pi_{\text{КС}}^*, [1]$ | $n_{\text{ТВВД}}, \frac{\text{об}}{\text{мин}}$ | $G_{\text{т.мод.ут}}, \frac{\text{кг}}{\text{час}}$ |
|----------------|----------|---|--|---|--------------------------------|---------------------------------------|--------------------------|---|---|
| 320,5 | 0,22 | 258,25 | 0,75 | 1,44 | 100,5313 | 118,08 | 22,14 | 8381,66 | 2480 |
| 503,5 | 0,23 | 276,19 | 0,31 | 1,06 | 98,9063 | 102,04 | 20,27 | 7751 | 2113 |
| 543,5 | 0,24 | 286,97 | 0,25 | 1 | 98,7734 | 102,03 | 20,27 | 7744,66 | 2111 |
| 620,5 | 0,24 | 293,34 | 0 | 0,81 | 98,1875 | 89,31 | 18 | 7156,33 | 1746 |
| 651 | 0,26 | 308,97 | -0,06 | 0,88 | 98,4063 | 83,5 | 16,87 | 7126,33 | 1593 |
| 690 | 0,27 | 318,78 | -0,19 | 0,88 | 98,1563 | 65,3 | 13,72 | 7189,33 | 1181 |
| 687,5 | 0,27 | 317,28 | -0,13 | 0,81 | 98,1719 | 60,15 | 12,82 | 7153,66 | 1073 |
| 7175,5 | 0,46 | 362,53 | -9,63 | -7,13 | 46,4063 | 94,51 | 25,92 | 7110,33 | 1166 |
| 7170,5 | 0,47 | 367,19 | -9,63 | -7,06 | 46,5938 | 85,04 | 24,51 | 7134,66 | 1079 |
| 7165,5 | 0,47 | 370,75 | -9,63 | -7 | 46,7656 | 72,52 | 21,08 | 7134,66 | 869 |
| 7158,5 | 0,48 | 373,06 | -9,63 | -6,94 | 46,875 | 66,14 | 19,49 | 7142,66 | 777 |
| 7145 | 0,48 | 373,88 | -9,56 | -6,88 | 46,9922 | 58,98 | 17,65 | 7137,33 | 674 |
| 7139 | 0,47 | 366,72 | -9,56 | -7 | 46,7578 | 50,92 | 15,72 | 7131,66 | 564 |
| 8158,5 | 0,51 | 373,06 | -11,38 | -8,44 | 41,5156 | 100,56 | 26,98 | 7594 | 1085 |
| 8190 | 0,51 | 375,03 | -11,44 | -8,44 | 41,4453 | 95,83 | 26 | 7129 | 1049 |
| 8142,5 | 0,55 | 401,19 | -11,25 | -7,81 | 42,6875 | 93,73 | 25,59 | 7118,33 | 1036 |
| 8142,5 | 0,54 | 396,22 | -11,31 | -7,94 | 42,4688 | 89,65 | 25,6 | 7118,33 | 1027 |
| 8167 | 0,53 | 390,22 | -11,31 | -8,06 | 42,125 | 82,69 | 24,52 | 7121 | 949 |
| 8165,5 | 0,53 | 386,5 | -11,38 | -8,19 | 41,9922 | 76,78 | 22,75 | 7126,33 | 846 |
| 4186,5 | 0,37 | 354,69 | -4,75 | -3 | 66,2188 | 85,91 | 22,02 | 7113 | 1450 |
| 4178 | 0,37 | 353,5 | -4,69 | -2,94 | 66,2344 | 78,36 | 20,14 | 7115,66 | 1272 |
| 4167 | 0,37 | 355,47 | -4,69 | -2,94 | 66,3906 | 72,36 | 18,73 | 7110,33 | 1146 |
| 4126,5 | 0,39 | 374,34 | -4,5 | -2,56 | 67,3828 | 66,2 | 17,25 | 7118,33 | 1038 |
| 4179 | 0,28 | 267,28 | -4,56 | -3,56 | 63,625 | 64,51 | 17,13 | 7104,66 | 947 |
| 4136,5 | 0,39 | 372,84 | -4,5 | -2,56 | 67,25 | 61,86 | 16,26 | 7126,33 | 950 |
| 4151 | 0,39 | 369,59 | -4,5 | -2,63 | 67,0313 | 60,41 | 16,04 | 7123,66 | 927 |
| 4182,5 | 0,27 | 258,5 | -4,5 | -3,56 | 63,3047 | 55,81 | 15,16 | 7126,33 | 787 |
| 4134 | 0,38 | 359,06 | -4,5 | -2,75 | 66,7734 | 55,52 | 15,01 | 7115,66 | 835 |
| 4160,5 | 0,38 | 360,69 | -4,63 | -2,81 | 66,625 | 54,1 | 14,67 | 7121 | 807 |
| 4152 | 0,38 | 365,91 | -4,5 | -2,69 | 66,875 | 49,57 | 13,72 | 7129 | 738 |
| 4156 | 0,39 | 372,84 | -4,63 | -2,69 | 67,1094 | 41,04 | 11,4 | 7107,33 | 573 |
| 4185 | 0,36 | 342,63 | -4,56 | -2,88 | 65,8203 | 40,99 | 11,41 | 7140 | 560 |
| 4159,5 | 0,37 | 348,19 | -4,5 | -2,81 | 66,2109 | 34,67 | 9,63 | 7151 | 453 |
| 4168 | 0,4 | 384,31 | -4,63 | -2,63 | 67,4531 | 34,21 | 9,46 | 7121 | 452 |
| 4163 | 0,3 | 288,81 | -4,56 | -3,38 | 64,3281 | 31,81 | 8,81 | 7131,66 | 387 |
| 4158,5 | 0,34 | 323,88 | -4,56 | -3,06 | 65,4063 | 31,73 | 8,79 | 7145,33 | 392 |
| 4042,5 | 0,38 | 360,22 | -4,38 | -2,56 | 67,5469 | 30,67 | 8,41 | 7115,66 | 385 |
| 4171,5 | 0,42 | 397,16 | -4,69 | -2,5 | 67,9141 | 28,77 | 7,9 | 7126,33 | 357 |

Таблица Д.2 – Сравнение мощностей, развиваемых ТВВ, по экспериментально-расчетным данным
 ГП «ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко с мощностями, развиваемыми ТВВ,
 полученными по результатам расчета уточненной ММ ТВВД Д-27, в различных условиях полета
 (параметры атмосферы соответствуют МСА, Факс №330/3485 от 26.06.2013 «УНПП «Молния» [81])

| Режим/Парам. | | ЗМГ | 0,2МП | 0,3МП | 0,4МП | 0,5МП | 0,6МП | 0,7МП | 0,8МП | МАКС.КР | МП | ВЗЛЕТ |
|--------------------------------------|-----------------------------|--------|--------------|----------|-------------|----------|----------|----------|----------|----------|----------|-------------|
| $H = 0, \text{ м};$ $M = 0$ | $\pi_{\text{КС}}^*$, [1] | 6,2 | 10,1 | 11,6 | 12,8 | 14 | 15,1 | 16,3 | 17,5 | 18,6 | 19,6 | 22 |
| | $N_{\text{ТВВ}}$, Вт | 203300 | 1470400 | 2234600 | 3000700 | 3769000 | 4533400 | 5296000 | 6033900 | 6867300 | 7573500 | 9372000 |
| | $N_{\text{ТВВ.МОДУТ}}$, Вт | - | 1467200 | 2254300 | 2981100 | 3766400 | 4500500 | 5309500 | 6114000 | 6842500 | 7524900 | 9381000 |
| | ε , % | - | 0,217627856 | -0,88159 | 0,653181 | 0,068984 | 0,725725 | -0,25491 | -1,3275 | 0,361132 | 0,641711 | -0,09603073 |
| $H = 6000, \text{ м};$ $M = 0,5$ | $\pi_{\text{КС}}^*$, [1] | 8,5 | 13,9 | 15,9 | 17,6 | 19,2 | 20,8 | 22,4 | 24 | 25,5 | 26,9 | 29,9 |
| | $N_{\text{ТВВ}}$, Вт | 549000 | 2239900 | 2936100 | 3581200 | 4205800 | 4865700 | 5529500 | 6238900 | 6902200 | 7595400 | 9191600 |
| | $N_{\text{ТВВ.МОДУТ}}$, Вт | - | 2252180 | 2933900 | 3564800 | 4184790 | 4835300 | 5509000 | 6204400 | 6881700 | 7667600 | 9225855 |
| | ε , % | - | -0,548238761 | 0,074929 | 0,457947057 | 0,499548 | 0,624782 | 0,370739 | 0,552982 | 0,297007 | -0,95058 | -0,37268 |
| $H = 6000, \text{ м};$ $M = 0,6$ | $\pi_{\text{КС}}^*$, [1] | 8,3 | 13,6 | 15,5 | 17,2 | 18,7 | 20,3 | 21,8 | 23,4 | 24,9 | 25,9 | 29,2 |
| | $N_{\text{ТВВ}}$, Вт | 628600 | 2451700 | 3198500 | 3919400 | 4542500 | 5240200 | 5943800 | 6685500 | 7379900 | 7973200 | 9774100 |
| | $N_{\text{ТВВ.МОДУТ}}$, Вт | - | 2483700 | 3190300 | 3883200 | 4517000 | 5219200 | 5905700 | 6657900 | 7386300 | 8029450 | 9849068 |
| | ε , % | - | -1,3052168 | 0,25637 | 0,923611 | 0,561365 | 0,400748 | 0,641004 | 0,412834 | -0,08672 | -0,70549 | -0,76701 |
| $H = 6000, \text{ м};$ $M = 0,7$ | $\pi_{\text{КС}}^*$, [1] | 8 | 13,1 | 15 | 16,6 | 18,1 | 19,6 | 21,1 | 22,7 | 23,9 | 24,8 | 27,9 |
| | $N_{\text{ТВВ}}$, Вт | 726000 | 2694900 | 3503800 | 4260900 | 4924100 | 5664700 | 6416200 | 7195500 | 7809900 | 8385200 | 10194100 |
| | $N_{\text{ТВВ.МОДУТ}}$, Вт | - | 2712200 | 3499000 | 4213200 | 4911600 | 5631500 | 6383000 | 7210000 | 7848600 | 8476700 | 10166690 |
| | ε , % | - | -0,64195 | 0,136994 | 1,119482 | 0,253853 | 0,586086 | 0,51744 | -0,20151 | -0,49552 | -1,09121 | 0,268881 |
| $H = 11000, \text{ м};$ $M = 0,5$ | $\pi_{\text{КС}}^*$, [1] | 9,6 | 15,6 | 17,9 | 19,8 | 21,6 | 23,4 | 25,2 | 27 | 28,7 | 30 | 30,2 |
| | $N_{\text{ТВВ}}$, Вт | 342800 | 1234800 | 1599500 | 1955400 | 2282900 | 2633000 | 2991600 | 3366600 | 3720200 | 4083400 | 4150000 |
| | $N_{\text{ТВВ.МОДУТ}}$, Вт | - | 1225030 | 1607100 | 1941200 | 2275700 | 2622600 | 2979500 | 3340200 | 3692586 | 4062400 | 4175484 |
| | ε , % | - | 0,791221 | -0,47515 | 0,726194 | 0,315388 | 0,394987 | 0,404466 | 0,784174 | 0,742272 | 0,514277 | -0,61407 |
| $H = 11000, \text{ м};$ $M = 0,6$ | $\pi_{\text{КС}}^*$, [1] | 9,6 | 15,6 | 17,9 | 19,8 | 21,6 | 23,4 | 25,2 | 27 | 28,7 | 30 | 30,2 |
| | $N_{\text{ТВВ}}$, Вт | 418000 | 1420200 | 1822000 | 2213500 | 2573000 | 2955700 | 3343400 | 3750500 | 4134700 | 4520300 | 4598300 |
| | $N_{\text{ТВВ.МОДУТ}}$, Вт | - | 1408370 | 1831400 | 2200200 | 2568700 | 2948400 | 3324000 | 3716900 | 4096900 | 4494900 | 4632518 |
| | ε , % | - | 0,832981 | -0,51592 | 0,600858 | 0,16712 | 0,24698 | 0,580248 | 0,895881 | 0,914214 | 0,56191 | -0,74414 |
| $H = 11000, \text{ м};$ $M = 0,7$ | $\pi_{\text{КС}}^*$, [1] | 9,6 | 15,6 | 17,9 | 19,8 | 21,6 | 23,4 | 25,2 | 27 | 28,7 | 29,9 | 30,1 |
| | $N_{\text{ТВВ}}$, Вт | 520100 | 1658300 | 2107800 | 2544200 | 2943400 | 3362400 | 3787200 | 4233100 | 4653200 | 5072200 | 5156100 |
| | $N_{\text{ТВВ.МОДУТ}}$, Вт | - | 1641200 | 2116300 | 2533300 | 2947100 | 3359800 | 3777900 | 4215400 | 4629957 | 4805900 | 4853870 |
| | ε , % | - | 1,031177 | -0,40326 | 0,428425 | -0,1257 | 0,077326 | 0,245564 | 0,418133 | 0,499506 | 5,250187 | 5,861601 |