

УДК 629.7.036.3

СОЗДАНИЕ УТОЧНЕННОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЯ Д-436

И.Е. Аннопольская

Кандидат технических наук, старший научный
сотрудник*

Контактный тел.: (0572) 94-15-21

E-mail: anna@ipmach.kharkov.ua

В.В. Паршин

Ведущий инженер*

*Институт проблем машиностроения им. А.Н.

Подгорного НАН Украины

ул. Дм. Пожарского, 2/10, г. Харьков, Украина, 61046

Контактный тел.: (0572) 94-15-21

E-mail: parshini@ukr.net

В.В. Григорьев

Инженер 3 категории

Государственное предприятие «Запорожское
машиностроительное конструкторское бюро им.

Академика А.Г. Ивченко»

ул. Иванова, 2, г. Запорожье, Украина, 69068

Контактный тел.: (0612) 65-49-64

E-mail: 03527@ivchenko-progress.com

Наведено результати ідентифікації параметрів і характеристик математичної моделі (ММ) авіаційного газотурбінного двигуна Д-436 ДП «Івченко – Прогрес» по експериментальним даним

Ключові слова: ідентифікація, математична модель, газотурбінний двигун

Изложены результаты идентификации параметров и характеристик математической модели (ММ) авиационного газотурбинного двигателя Д-436 ГП «Ивченко – Прогресс» по экспериментальным данным

Ключевые слова: идентификация, математическая модель, газотурбинный двигатель

Identification parameters and characteristics results of mathematical model (MM) for aviation gas-turbine engine D-436 SE 'Ivchenko – Progress' by experimental data are presented

Key words: identification, mathematical model, gas-turbine engine

Введение

Достоверность математических моделей (ММ), отражающих физические процессы в проточной части двигателя, существенно влияет на качество и сроки проектирования, доводки и модернизации авиационных ГТД. Идентификация параметров модели по результатам стендовых и летных испытаний двигателя позволяет получить адекватную ММ [1].

Моделирование стремятся проводить параллельно с испытаниями, чтобы своевременно выявить систематические и случайные ошибки и внести коррективы в ММ.

При этом, на первом этапе наиболее конструктивные результаты могут быть получены при решении задачи идентификации с заданной структурой математического описания процессов, происходящих в двигателе.

В ИПМаш НАН Украины разработаны методология и способы идентификации моделей ГТД на основе современных численных методов направленного поиска оптимальных решений, обеспечивающих реализацию задач условной оптимизации в совокупности с ММ двигателя, отражающей режимные факторы его

функционирования [2]. Отличительной особенностью такого подхода является решение задачи без каких-либо преобразований ММ, т.е. расчет критериев идентификации, параметров и характеристик двигателя ведется по тем же алгоритмам, что и при проектировании.

Постановка задачи

При решении задачи идентификации ММ двигателя Д-436 используется поузловая математическая модель термогазодинамического расчета второго уровня [3], в структуру которой включены характеристики узлов двигателя, система вторичных потоков (отборов и подводов воздуха для охлаждения «горячих» узлов и для регулирования давлений в полостях двигателя), отборы воздуха и мощности для нужд летательного аппарата.

Характеристики компрессоров и турбин заданы в стандартных координатах $\pi^*, \eta_{ад} = f[\lambda_u(n_{пр}), q(\lambda_a)(G_{в пр})]$.

Задача идентификации, в данном случае, представляет собой минимизацию ряда целевых функций

(сведение к минимуму расхождений между результатами испытаний изделия и расчета по ММ для каждого из критериев идентификации, без изменения структуры ММ) с учетом ограничений, т.е. по сути это задача многокритериальной условной оптимизации.

Для корректного решения задачи идентификации необходимо в первую очередь сформировать вектор корректирующих коэффициентов (варьируемых параметров) для поузловой ММ двигателя, а также вектор критериев идентификации.

В качестве корректирующих коэффициентов в рассматриваемой ММ выбраны коэффициенты моделирования характеристик узлов k_n , k_p , k , k_G , площади сопел наружного и внутреннего контура, а также коэффициенты потерь энергии в них (всего 32 величины).

Ниже приведен поузловой перечень коэффициентов (нумерация соответствует вектору варьируемых параметров X):

Вентилятор:

1 - k_n ; 2 - k_G ; 3 - k_{Π} ; 4 - $k_{кпл}$; 5 - $k_{(\Pi \cdot v_1 - 1) / (\Pi \cdot v_2 - 1)}$;

6 - $k_{кпл \cdot v_2 / кпл \cdot v_1}$.

Подпорные ступени

7 - k_n ; 8 - k_G ; 9 - k_{Π} ; 10 - $k_{кпл}$.

Компрессор низкого давления:

11 - k_n ; 12 - k_G ; 13 - k_{Π} ; 14 - $k_{кпл}$.

Компрессор высокого давления:

15 - k_n ; 16 - k_G ; 17 - k_{Π} ; 18 - $k_{кпл}$.

Камера сгорания

19 - k_{σ} .

Турбина высокого давления

20 - k_n ; 21 - k_{AT} ; 22 - $k_{кпл}$; 23 - $k_{AT \text{ ре}} = 1$;

24 - $k_{кпл \text{ ре}} = 1$ (на данном этапе).

Турбина среднего давления

25 - k_n ; 26 - k_{AT} ; 27 - $k_{кпл}$; 28 - $k_{AT \text{ ре}} = 1$;

29 - $k_{кпл \text{ ре}} = 1$ (на данном этапе).

Турбина вентилятора

30 - k_n ; 31 - k_{AT} ; 32 - $k_{кпл}$; 33 - $k_{AT \text{ ре}} = 1$;

34 - $k_{кпл \text{ ре}} = 1$ (на данном этапе).

Сопло I контура

35 - k_F ; 36 - $k_{\sigma} = 1$ (на данном этапе); 37 - $k_{\text{фи} \setminus \text{кси}}$.

Сопло II контура

38 - k_F ; 39 - $k_{\sigma} = 1$ (на данном этапе); 40 - $k_{\text{фи} \setminus \text{кси}}$.

В качестве контролируемых параметров и характеристик выбраны: расход топлива, идеальная тяга двигателя, давление и температура за компрессором высокого давления, суммарный расход воздуха и расход воздуха во внутреннем контуре, температура газов перед турбиной, частоты вращения роторов (всего 15 величин).

Целевые функции (критерии идентификации) представлены величинами перечисленных выше контролируемых параметров, определяемых по ММ, диапазон изменения которых устанавливается по результатам прямых измерений параметров потока по тракту двигателя, полученных при стендовых или летных испытаниях.

Параметром регулирования для получения дроссельной характеристики в проведенных испытаниях была выбрана суммарная степень сжатия, однако, в случае необходимости, возможен переход к другим параметрам регулирования, например – приведенному числу оборотов.

Реализация поставленной задачи

На основе разработанного в ИПМаш НАН Украины подхода и модельно-программного комплекса (МПК) многоцелевой и многоуровневой оптимизации [2] была проведена идентификация ММ двигателя в широком диапазоне режимов его эксплуатации.

Как было сказано выше, расчет параметров и характеристик двигателя, в том числе и критериев идентификации, ведется по тем же алгоритмам, что и при проектировании.

На первом этапе, по математической модели двигателя, по заданным исходным данным (в соответствии с выбранным режимом работы) и начальному значению вектора варьируемых параметров определялись значения контролируемых величин (критериев идентификации). В свою очередь, из экспериментальных характеристик были выбраны значения аналогичных параметров на том же режиме.

Далее, в соответствии с заданным в процентном отношении допустимым отклонением результатов расчета от экспериментальных данных, в автоматизированном режиме устанавливался диапазон реальных отклонений критериев идентификации, а также был задан диапазон изменения для группы варьируемых параметров.

В каждой выбранной точке базовой дроссельной характеристики двигателя вариацией перечисленных выше корректирующих коэффициентов, с использованием методов многокритериальной оптимизации находились значения критериев идентификации, и полученные результаты заносились в архивы МПК.

Следует подчеркнуть, что поиск наилучшего варианта проводился без свертки в аддитивный критерий.

Поскольку идентификация поузловой математической модели двигателя проводилась для каждой экспериментальной точки, в результате был получен ряд адекватных ММ для конкретных точек дроссельной характеристики.

Зависимости корректирующих коэффициентов от параметра регулирования в числовом виде записывались в архивы МПК. С использованием подсистемы построения графиков, эта информация была визуализирована и также хранится в архивах.

Учитывая, что основной целью идентификации является создание адекватной математической модели, позволяющей получать информацию во всем диапазоне режимов работы двигателя, далее необходимо скорректировать ММ, дополнив ее аналитическими зависимостями для коэффициентов моделирования.

Для этого полученные в числовом и графическом виде изменения каждого из корректирующих коэффициентов от параметра регулирования (по дроссельной характеристике на земле и в различных условиях полета) могут быть аппроксимированы с помощью, имеющейся в МПК, программы выбора наилучшей аппроксимирующей зависимости из 36 принятых к рассмотрению уравнений. Коэффициенты регрессии этих зависимостей определяются методом наименьших квадратов. Все 36 уравнений аппроксимации ран-

жируются по величине коэффициента детерминации, являющегося одним из критериев качества аппроксимации [4].

Для каждого из режимов работы двигателя рассмотрены несколько вариантов решения задачи идентификации из разных начальных точек.

Анализ результатов идентификации позволил уточнить диапазоны изменения варьируемых параметров и в итеративном процессе получить наборы корректирующих коэффициентов с плавным их распределением, позволяющим выполнить аппроксимацию аналитическими зависимостями с более высоким коэффициентом детерминации.

Далее выбранные зависимости по каждому из корректирующих коэффициентов (варьируемых параметров) заносятся в ММ.

Ниже, приведены аналитические зависимости для всех корректирующих коэффициентов.

$$k_1 = 2,07 \times \exp(2,0 \times 10^{-3} \times \pi_{к\sigma}) - 1$$

$$k_2 = \frac{1,22 \times \pi_{к\sigma}^{0,94} - 1}{\pi_{к\sigma}}$$

$$k_3 = 0,9 + 5,67 \times 10^{-3} \times \pi_{к\sigma}$$

$$k_4 = 1 / (1,06 - 1,8 \times 10^{-3} \times \pi_{к\sigma})$$

$$k_5 = 1 / (1,04 - 1,44 \times 10^{-11} \times \exp(\pi_{к\sigma}))$$

$$k_6 = 1,11 \times \pi_{к\sigma} \times \exp(-2,98 \times 10^{-3} \times \pi_{к\sigma}) - \pi_{к\sigma} + 3 \times 10^{-3}$$

$$k_7 = 9,62^2 \times \pi_{к\sigma} \times \exp(-1,75 \times 10^{-3} \times \pi_{к\sigma}^2)$$

$$k_8 = \exp\left(\frac{-3,91}{\pi_{к\sigma}^2}\right)$$

$$k_9 = 1 / (1,04 - 2,05 \times 10^{-13} \times \exp(\pi_{к\sigma}))$$

$$k_{10} = 1 / (0,93 + 8,81 \times 10^{-12} \times \exp(\pi_{к\sigma}))$$

$$k_{11} = 1 / (1,05 - 1,12 \times 10^{-3} \times \pi_{к\sigma})$$

$$k_{12} = 1 / (1 - 7,68 \times 10^{-12} \times \exp(\pi_{к\sigma}))$$

$$k_{13} = 1 / (1 - 9,53 \times 10^{-13} \times \exp(\pi_{к\sigma}))$$

$$k_{14} = 1,02$$

$$k_{15} = 1,069 - 3,02 \times 10^{-3} \times \pi_{к\sigma}$$

$$k_{16} = 0,975 + \frac{0,722}{\pi_{к\sigma}}$$

$$k_{17} = 1 / (1,03 - 1,66 \times 10^{-4} \times \exp(-\pi_{к\sigma}))$$

$$k_{18} = 1 / (1 - 8,2 \times 10^{-4} \times \pi_{к\sigma})$$

$$k_{19} = 1 / (1,03 + 4,03 \times 10^{-13} \times \exp(\pi_{к\sigma}))$$

$$k_{20} = \exp\left(\frac{0,86}{\pi_{к\sigma}^2}\right)$$

$$k_{21} = 1,04 \times \exp\left(\frac{-0,322}{\pi_{к\sigma}^2}\right)$$

$$k_{22} = 1,01 \times \exp\left(\frac{1,95}{\pi_{к\sigma}^2}\right)$$

$$k_{25} = 1 / (1,01 - 6,07 \times 10^{-4} \times \exp(-\pi_{к\sigma}))$$

$$k_{26} = \exp\left(\frac{4,94}{\pi_{к\sigma}^2}\right)$$

$$k_{27} = 1,02 \times \exp\left(\frac{2,57}{\pi_{к\sigma}^2}\right)$$

$$k_{30} = 1 / (0,99 - 2,85 \times 10^{-4} \times \exp(-\pi_{к\sigma}))$$

$$k_{31} = 0,96 + \frac{0,12}{\pi_{к\sigma}}$$

$$k_{32} = \frac{1,31 \times \pi_{к\sigma}^{0,93} - 1}{\pi_{к\sigma}}$$

$$k_{35} = 0,93 \times \exp\left(\frac{6,03}{\pi_{к\sigma}^2}\right)$$

$$k_{37} = 0,99 \times \exp\left(\frac{1,3}{\pi_{к\sigma}^2}\right)$$

$$k_{38} = 1,03 - 1,78 \times 10^{-3} \times \pi_{к\sigma}$$

$$k_{40} = 1 / (1,11 - 3,91 \times 10^{-3} \times \pi_{к\sigma})$$

В качестве примера, на рис. 1 - 3 представлены графики изменения коэффициентов k_{12} , k_{21} , k_{32} по $\pi_{к\sigma}$, отвечающие результатам идентификации ММ из двух начальных точек и после аппроксимации.

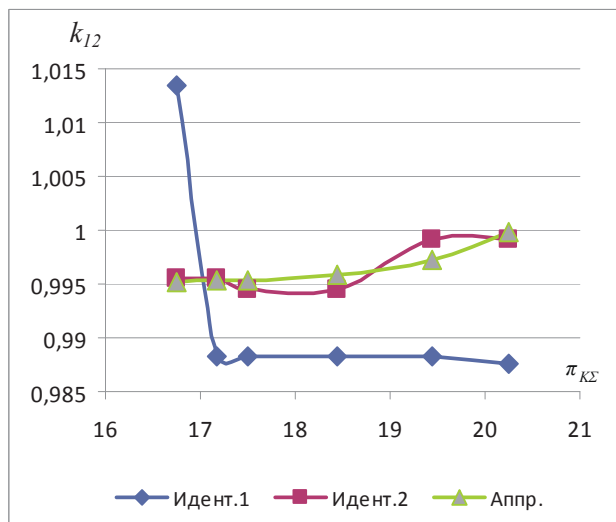


Рис. 1. Изменение коэффициента моделирования k_{σ} компрессора низкого давления

Для проверки адекватности скорректированной ММ с корректирующими коэффициентами были проведены расчеты термогазодинамических характеристик двигателя Д-436 для нескольких экспериментальных точек наземной дроссельной характеристики, при этом, коэффициенты моделирования не являлись варьируемыми параметрами, а однозначно определя-

лись по аналитическим зависимостям, введенным в модель.

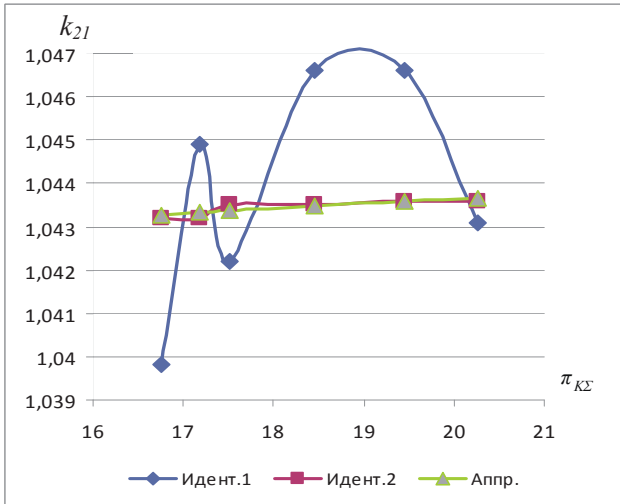


Рис. 2. Изменение коэффициента моделирования k_{21} турбины высокого давления

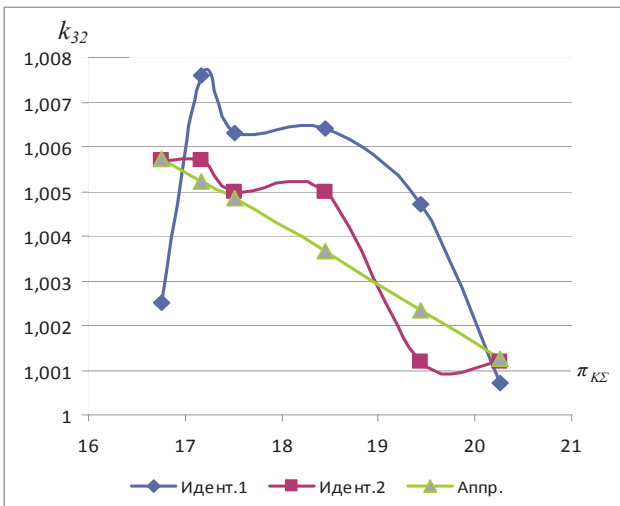


Рис. 3. Изменение коэффициента моделирования k_{32} турбины вентилятора

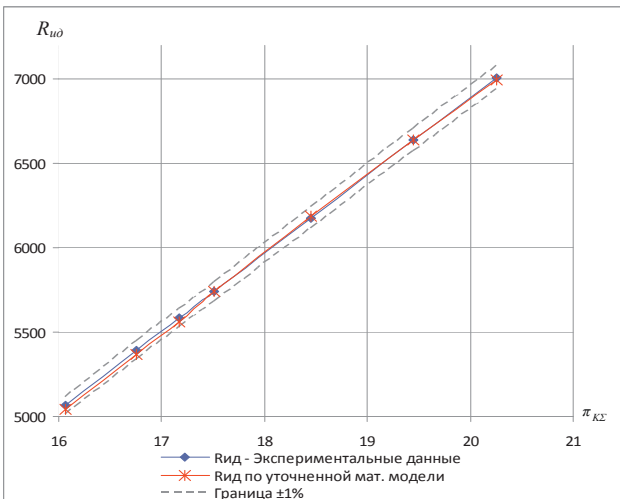


Рис. 4. Идеальная тяга

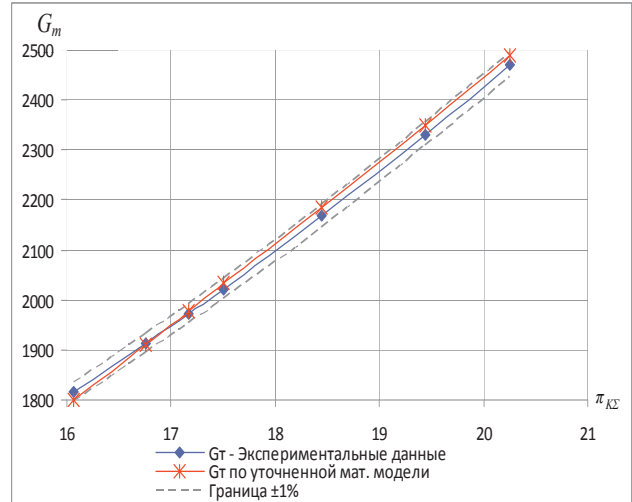


Рис. 5. Расход топлива

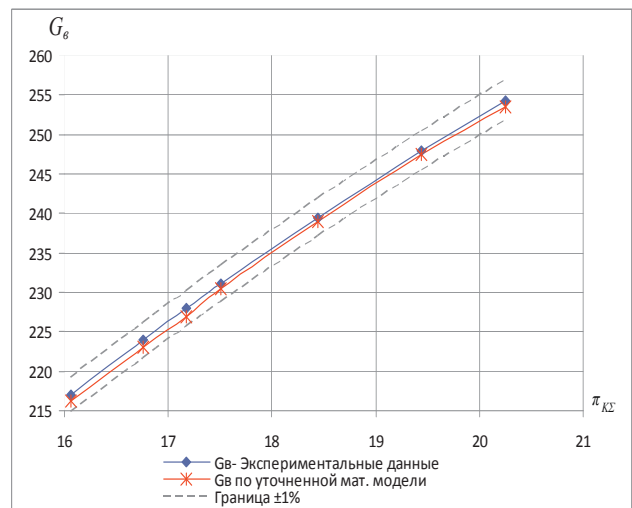


Рис. 6. Суммарный расход воздуха

На рис. 4 - 6 представлено сопоставление некоторых характеристик двигателя, полученных экспериментальным путем, с результатами по идентифицированной ММ.

Заключение

Из анализа приведенных зависимостей следует, что параметры двигателя, найденные по уточненной поузловой математической модели термодинамического расчета второго уровня практически совпадают с экспериментальными данными, и однозначно не выходят за заданный диапазон отклонений $\pm 1\%$ что свидетельствует об адекватности разработанной модели.

Следовательно, полученная уточненная ММ двигателя Д-436 может быть применена для расчета характеристик и анализа работы основных узлов и элементов в системе двигателя.

Литература

1. Аннопольская И.Е. Идентификация параметров математических моделей газотурбинных двигателей по резуль-

- татам испытаний на этапах проектирования и доводи / И.Е. Аннопольская, Ю.П. Антипцев, В.В. Паршин [и др.] // Пробл. машиностроения. – 2004. – 7, № 3. – С. 3 – 8.
2. Тарелин А.А. Интегрированная среда для оптимального проектирования и доводки авиационных газотурбинных двигателей / А.А. Тарелин, Ю.П. Антипцев, И.Е. Аннопольская [и др.] // Вісник двигунобудування. – 2007. – № 2. – С. 24 – 28.
3. Программа и методика расчета дроссельных характеристик ТРД различных схем (уровень рабочего проектирования) [Текст]: технический отчет: – 60/82 / ЗМКБ «Прогресс» им. А.Г. Ивченко. – Запорожье: 1982
4. Тарелин А. А. Основы теории и методы создания оптимальной последней ступени паровых турбин / А.А.Тарелин, Ю.П.Антипцев, И.Е.Аннопольская – Харьков: Контраст, 2001. – 224 с.

Запропоновані шляхи підвищення роздільної здатності та достовірності контролю ультразвукових систем, заснованих на амплітудно-фазовому аналізі відображеної від неоднорідності хвилі. Збудження випромінюючого перетворювача здійснювалося радіоімпульсним сигналом

Ключові слова: акустична голографія, магніотриктийний перетворювач

Предложены пути повышения разрешающей способности и достоверности контроля ультразвуковых систем, основанных на амплитудно-фазовом анализе отраженной от неоднородности волны. Возбуждение излучающего преобразователя осуществлялось радиоимпульсным сигналом

Ключевые слова: акустическая голография, магнитострикционный преобразователь

The ways to improve resolution and accuracy of ultrasonic control systems have been proposed based on amplitude-phase analysis of wave reflected from the heterogeneity. The excitation of the transducer was realized by radio-pulse signal

Key words: acoustic holography, magnetostriuctive transducer

УДК 620.111.3

АМПЛИТУДНО- ФАЗОВЫЙ АНАЛИЗ УЛЬТРАЗВУКОВЫХ СИСТЕМ КОНТРОЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МАГНИТО- СТРИКЦИОННЫХ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ

В.П. Бабак

Член-корреспондент НАН Украины, доктор технических наук, профессор, заведующий отделом*
Контактный тел.: 063-822-14-37

И.В. Богачев

Старший научный сотрудник*
Контактный тел.: 063-822-14-37
E-mail: b_i_v@voliacable.com

*Отдел диагностики и оптимизации в энергетике
Институт технической теплофизики НАН Украины
ул. Желябова, 2-а, г. Киев, Украина, 03057

Вступление

В настоящее время для определения местоположения и геометрических размеров дефекта получили широкое распространение методы, использующие в качестве регистрируемых параметров амплитуду и время задержки акустического импульса.

Основными недостатками систем, базирующихся на этих методах контроля, являются: сравнительно высокая погрешность измерений, малая разрешающая способность и низкая помехозащищенность.

Наиболее перспективными в ультразвуковой технике неразрушающего контроля являются акустог-

лографические методы, основанные на измерении и регистрации амплитуды и фазы отраженной от неоднородностей исследуемого образца ультразвуковой волны. В системах, реализующих эти методы, целесообразно использовать радиоимпульсные сигналы с частотой заполнения 1-5МГц. Нетрудно показать, что измерение фазового сдвига радиоимпульсного сигнала позволяет обеспечить повышение точности определения расстояния до дефекта по сравнению с широко применяемым измерением временного сдвига практически в сто и более раз. Так, если частота заполнения импульса равна 1МГц, погрешность измерения времени запаздывания его составит величину порядка 250 нс., что для металлов соответствует