

Библиографический список

1. Соيفер А.М. О расчетной модели материала МР. - Науч. тр./Куйбыш. авиац.ин-т, 1967, вып.30. Вибрационная прочность и надежность двигателей и систем летательных аппаратов, с.8-16.
2. Шайморданов Л.Г. Расчет упругодемпфирующих характеристик МР при одноосном напряженном состоянии. - Науч.тр./Куйбыш. авиац.ин-т, 1978, вып. 5. Вибрационная прочность и надежность двигателей и систем летательных аппаратов, с.10-16.
3. Калинин Н.Г. и др. Конструкционное демпфирование в неподвижных соединениях. - Рига: АН ЛатвССР, 1960. - 170 с.
4. Белоусов А.И., Бузицкий В.И., Тройников А.А. Прогнозирование упругофрикционных характеристик амортизаторов из материала МР. - В кн.: Конструкционная прочность двигателей: Тез.докл. Всесоюз.конф. Куйбышев:КуАИ, 1980, с.14-15.
5. Крагельский И.В., Виноградова И.Э. Коэффициенты трения. - М.:Машгиз, 1962. - 219 с.

УДК 539.4:621.45

В.И.Цейтлин, Д.Г. Федорченко

ПЛАНИРОВАНИЕ ЭКВИВАЛЕНТНО-ЦИКЛИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА ОСНОВЕ РЕАЛЬНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

В последнее время программы эквивалентно-циклических испытаний (ЭЦИ) ГТД планируются на основе анализа реальной эксплуатации самолетов. Испытательные циклы при этом по нагруженности основных деталей должны быть максимально приближены к обобщенным (осредненным) полетным циклам.

Указанный подход дал дополнительный толчок развитию методов планирования ЭЦИ, потребовал дополнительного анализа условий эксплуатации, влияния внешних факторов на напряженность и температурное состояние отдельных деталей двигателей. Большое прикладное и теоретическое значение имеют работы в этом направлении, выполненные под руководством академика АН СССР Н.Д.Кузнецова.

По конструкции ГТД можно разбить на две основные группы: двигатели с охлаждаемой турбиной и форсажной камерой; двигатели без фор-

важной камеры с охлаждаемой или неохлаждаемой турбиной.

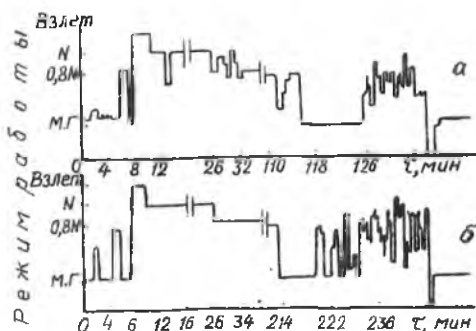
Первая группа двигателей характеризуется более сложной эксплуатацией, полным набором повреждающих факторов: полеты при непрерывно изменяемом режиме работы двигателей, использование максимального режима с повышенной температурой воздуха на входе, максимальный режим на всех высотах полета, отключение охлаждения турбины при крейсерском полете.

При этом большинство деталей двигателя испытывают все основные виды нагружения: малоцикловое и термоциклическое при изменении режимов работы, усталостное при прохождении через резонансы, длительное статическое на максимальных режимах и режимах с отключенным охлаждением турбины.

Эксплуатация двигателей второй группы более проста. Так как взлетный режим по температуре газов и частотам вращения роторов существенно превышает все остальные режимы, то максимальное истощение ресурса по длительной прочности происходит главным образом на этом режиме.

Истощение малоциклового ресурса происходит в основном на двух характерных участках полета: при прогревах холодного двигателя с выходом на взлетный режим и при посадке самолета, когда имеет место многочисленные частичные изменения режимов работы двигателя. Крейсерский участок полета практически не вносит ни малоциклового, ни длительного статического истощения ресурса.

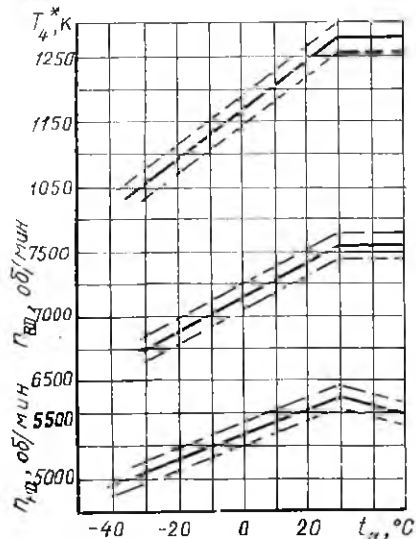
Рассмотрев профили полета самолета различной протяженности (рис. I) и проанализировав влияние режимов работы на истощение ресурса двигателя, можно сформировать обобщенный профиль полета, не связанный с его продолжительностью. Он будет включать начальную часть полета (прогрев двигателя, выход на взлетный режим и работу на нем) и участок посадки с многократным изменением режимов. Крейсерский участок полета, наиболее продолжительный по времени, из рассмотрения исключается, так как доля истощения ресурса на нем невелика ($\sim 1\%$).



Р и с. I. График изменения режимов работы ГТД при полетах по маршрутам: а - Москва - Минеральные Воды; б - Москва - Ташкент

По условиям эксплуатации наибольшее влияние на истощение ресурса двигателя оказывают температура воздуха на входе в двигатель и особенности пилотирования.

На рис. 2 показаны графики изменения температуры газа перед турбиной T_4^* и частот вращения роторов n в зависимости от температуры воздуха на входе в двигатель t_H . Можно считать, что изменение t_H на 1° соответствует изменению $T_4^* \sim 4^\circ$, $n_{ВД} \sim 20$ об/мин, $n_{НД} \sim 10$ об/мин. Соответственно изменяются температура и напряженность деталей.



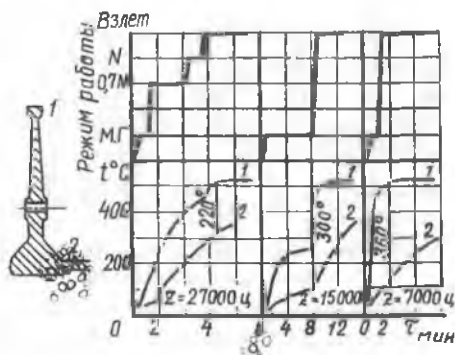
Р и с. 2. Графики изменения температуры газов перед турбиной T_4^* и частот вращения роторов высокого давления $n_{ВД}$ и низкого давления $n_{НД}$ при работе на взлетном режиме в зависимости от температуры воздуха на входе в двигатель

Так как с увеличением высоты полета температура воздуха на входе в двигатель уменьшается, то использование максимальных режимов на больших высотах вносит значительно меньшую повреждаемость, чем на земле. Проведенные расчеты показывают, что для типового двигателя максимальный режим на высоте $H = 11$ км при скорости $M = 0,8$ эквивалентен по повреждающей способности режиму $0,7 \dots 0,8$ номинального. Зимние полеты ($t_H < 0^\circ\text{C}$) от летних по истощению ресурса могут отличаться более чем в 100 раз.

Из особенностей пилотирования на истощение ресурса влияют изменение регламента прогрева двигателя, режим взлета, циклическое изменение режима работы двигателя при заходе на посадку. На рис. 3 показаны зависимости изменения температур обода и ступицы

диска турбины и его циклическая долговечность при различных регламентах прогрева. Видно, что циклическая долговечность диска в зависимости от регламента прогрева может изменяться в несколько раз. Поэтому в целях поддержания ресурса необходимо подбирать оптимальный регламент прогрева двигателя и соблюдать его в эксплуатации. Одним из факторов,

влияющих на циклическую долговечность при прогревах двигателей, является его выдержка на промежуточном режиме, которая влияет на перепад температуры (рис.3). Кроме того, проведенные малоцикловые испытания образцов из материала ЭИ698ВД, широко применяющегося для изготовления дисков турбин, при пилообразной форме цикла и с выдержками при промежуточных значениях напряжений (рис.4) показали, что промежуточные выдержки, соответствующие ступенчатому повышению режима работы, увеличивают циклическую долговечность образцов, а следовательно, и ресурс деталей (табл.1).



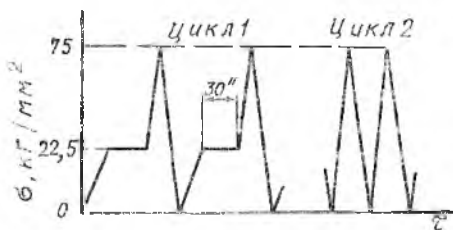
Р и с. 3. Графики изменения температуры обода и ступицы диска турбины ВД при различных регламентах прогрева (Z — малоцикловая долговечность диска при данном регламенте прогрева): 1 — температура обода; 2 — температура ступицы

Т а б л и ц а 1

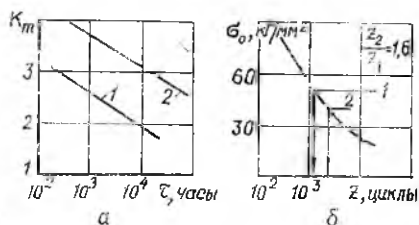
Долговечность образцов из материала ЭИ698 при различных формах циклов (рис.4)

№ п/п	Количество циклов Z	
	пилообразной формы (цикл 1)	с выдержкой при промежуточных значениях напряжений (цикл 2)
1	713	353
2	945	450
3	1048	620

Существенное влияние на исчерпание ресурса оказывает выбор режима взлета. В отдельных случаях, при неполной загрузке самолета, возможен взлет на номинальном режиме. На рис. 5 показаны зависимости исчерпания ресурса от режима взлета. Использование для всех взлетов самолета номинального режима увеличивает долговечность лопаток турбины в 100 раз, циклическую долговечность дисков турбины — в 1,6 раза.

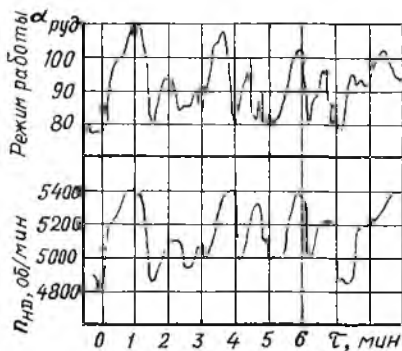


Р и с. 4. Формы циклов при малоцикловых испытаниях



Р и с. 5. Графики изменения ресурса рабочей лопатки (а) и диска турбины ВД (б) в зависимости от режима взлета: 1 - взлетный режим; 2 - номинальный режим

Малоцикловая долговечность деталей двигателя в значительной мере зависит от переменных режимов, выполняемых в процессе полета и захода на посадку. Анализ осциллограмм записей параметров работы двигателей в процессе полета показал, что изменение режимов при посадке самолета увеличивает эквивалентную малоцикловую повреждаемость дисков турбины в 1,5...2 раза. Замечено, что при выполнении посадки разные пилоты наработывают различное количество переменных режимов. Введение автомата регулирования тяги для экономии топлива вызывает большое число переменных режимов на крейсерском участке полета (рис.6). Как показывают



Р и с. 6. График изменения режимов работы двигателя на крейсерском участке полета при включенном автомате регулирования тяги

проведенные расчеты, они не влияют на исчерпание длительной прочности, но могут увеличивать эквивалентную малоцикловую наработку на 19...18%.

Таким образом, условия эксплуатации существенно влияют на ресурс двигателя, поэтому их следует учитывать при планировании ресурсных ЭЦИ.

При планировании ЭЦИ в программах должна быть предусмотрена проверка работоспособности двигателя на всех режимах: длительных статических,

вызывающих истощение длительной прочности деталей "горячей" части двигателя; переменных, вызывающих истощение малоциклового долговечности высоконагруженных деталей; резонансных с повышенными вибрационными напряжениями в деталях /1,2,3/.

При проверке усталостной прочности деталей на резонансных режимах обеспечивается наработка на каждом резонансе не менее базы усталостных испытаний, т.е. $2 \cdot 10^7$ циклов нагружения.

Проверка длительной статической прочности осуществляется работой на максимальных режимах, однако при этом возникает ряд дополнительных вопросов.

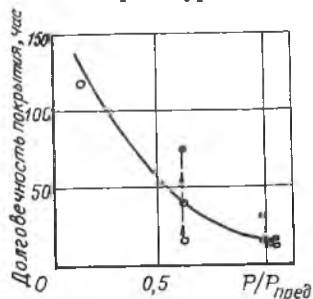
С увеличением высоты полета давление воздуха на входе в двигатель уменьшается, соответственно уменьшается давление воздуха за компрессором и газов перед турбиной, что существенно влияет на жаростойкость покрытий лопаток /4/. На рис.7 показана зависимость окисления входной кромки лопаток турбины от давления газов перед турбиной.

Видно, что с уменьшением давления стойкость лопаток увеличивается. Так как при ресурсных ЭЦИ не имитируется давление на входе в двигатель, то равнозначные режимы работы двигателя при ЭЦИ будут более повреждающими, чем в эксплуатации.

Различные отборы воздуха из компрессора на нужды основного объекта и отборы мощности на загрузку агрегатов в эксплуатации и при ЭЦИ при номинально одинаковых режимах работы двигателя приводят к различиям в температуре газов перед турбиной.

Повышенная загрязненность воздуха у земли в сравнении с высотными полетами приводит к более быстрому ухудшению параметров двигателя и, как следствие, к повышению температуры газов перед турбиной. При проведении испытания в зимнее время возможна недоработка на режимах с повышенной температурой газов перед турбиной.

Поэтому для учета разбросов параметров отдельных двигателей, ухудшения параметров в процессе испытания и влияния температуры воздуха на входе циклограмма работы двигателя при испытаниях должна задаваться не уровнем режима по $\alpha_{руд}$, а температурой газов перед турбиной. При этом будет учитываться, что при работе на одном режи-



Р и с.7. График зависимости начала окисления входной кромки лопаток турбины от давления газов перед турбиной

ме с изменением высоты полета температура газов перед турбиной изменяется. Процент времени работы на каждом режиме задается на основе статистики и регламента эксплуатации.

Возможен и другой путь, когда задается уровень режима и регламентируется время работы при различных температурах воздуха на входе в двигатель. Процент наработки при различных температурах на входе определяется также на основе статистики, при этом должно учитываться, что из-за разброса параметров разные двигатели выходят на заданный уровень температур газов перед турбиной при разных температурах воздуха на входе. Характерно, что распределение взлетов по температуре окружающего воздуха для магистральных самолетов гражданской авиации слабо зависит от аэропорта базирования (см. табл. 2).

Т а б л и ц а 2

Распределение взлетов по температуре окружающего воздуха для самолетов Ту-154 разных аэропортов базирования

$t_H, ^\circ C$	Наработка двигателя, %		
	Алма-Ата	Москва	Ташкент
> 25	6	6	16
15...24	25	26	27
5...14	25	31	23
< 5	44	37	34

Наработка на длительных режимах при ЭЦИ определяется из условия соответствия накопленного повреждения в эксплуатации и при испытаниях:

$$P_{\tau_{ЭЦИ}} = K P_{\tau_{экспл}}, \quad (I)$$

где $P_{\tau_{ЭЦИ}} = \left(\sum_{i=1}^n \frac{\tau_i}{\tau_{p_i}} \right)_{ЭЦИ}$ - повреждение от истощения длительной прочности при ЭЦИ;

$P_{\tau_{экспл}} = \left(\sum_{j=1}^m \frac{\tau_j}{\tau_{p_j}} \right)_{экспл}$ - повреждение от истощения длительной прочности в эксплуатации;

K - коэффициент запаса по повреждаемости;

τ_i, τ_j - время работы на режиме;

τ_{p_i}, τ_{p_j} - время до разрушения при непрерывной работе на режиме (определяется по кривым длительной прочности для материала детали);

i, j - номера режимов работы соответственно при ЭЦИ и в эксплуатации;

n, m - количество режимов работы соответственно при ЭЦИ и в эксплуатации.

Количество режимов работы двигателя при ЭЦИ определяют из усло-

вия обеспечения проверки усталостной прочности деталей двигателя на всех возможных резонансах /1,2,3/. Оценку накопленного повреждения проводят по наиболее нагруженной детали, имеющей наименьший запас длительной прочности. Такой подход к оценке эквивалентности ЭЦИ эксплуатации обеспечивает проверку всех деталей двигателя. Сокращение времени испытания достигается за счет эквивалентного приведения менее нагруженных режимов к более нагруженным.

Если с имитацией длительных статических режимов учет особенностей эксплуатации достаточно хорошо решается заданием режимов испытания по температуре газов перед турбиной, то с имитацией переменных режимов дело обстоит значительно сложнее.

Как было показано ранее, эксплуатация характеризуется большим разнообразием переменных режимов, каждый из которых характеризуется своей продолжительностью, уровнями максимальных и минимальных напряжений, температурой. Все виды эксплуатационных циклов воспроизвести при ЭЦИ невозможно. Поэтому необходимо иметь методы приведения эксплуатационных циклов к эквивалентному количеству стендовых циклов. Так как в целях сокращения времени испытания при ЭЦИ отдельные циклы проводят без полного остывания двигателя, то в процессе циклирования происходит постепенный прогрев деталей, вследствие чего уменьшаются температурные градиенты и соответственно температурные напряжения. Из рис.8 видно, что величины температурных градиентов зависят не только от количества циклов или уровней минимального и максимального режимов, но и от продолжительности работы на них. Поэтому необходимо так назначать время работы на минимальном и максимальном режимах, чтобы получить необходимую эквивалентную наработку при минимальной продолжительности испытания.

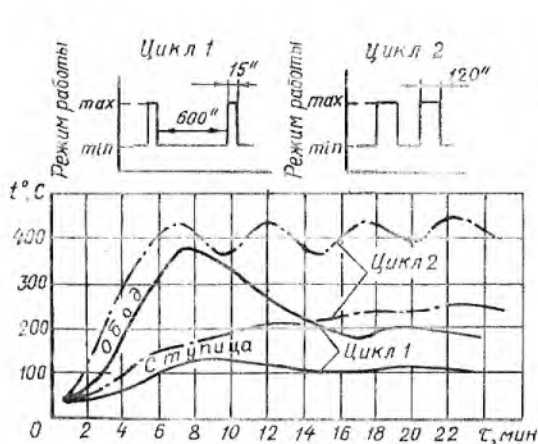
Предлагаемая методика приведения эксплуатационных циклов к стендовым показана на схеме рис.9 и включает в себя:

выделение из сложного эксплуатационного цикла отдельных простых циклов;

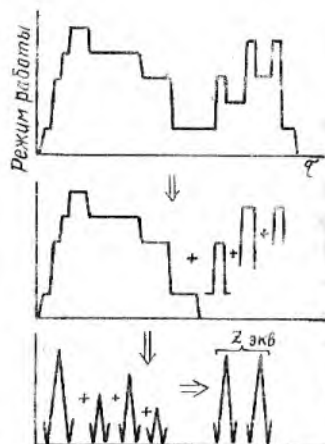
приведение отдельных асимметричных циклов к эквивалентному количеству отнулевых;

приведение системы отнулевых циклов с разными максимальными напряжениями к эквивалентному количеству единичных циклов.

Подсчет эквивалентного количества единичных циклов можно осуществить с помощью одной из гипотез суммирования повреждений. При использовании линейной гипотезы имеем



Р и с. 8. Графики изменения температуры обода и ступицы диска турбины при различных вариантах циклической работы двигателя



Р и с. 9. Схема приведения эксплуатационных циклов к эквивалентным

$$Z_{экв} = \sum_{i=1}^S Z_i \eta_{\sigma_i} \eta_{\sigma_i} \quad (2)$$

где Z_i - число циклов данного вида нагружения;

$\eta_{\sigma_i} = \left[\frac{1 - \sigma_{\min}}{\sigma_{\max}} (1 - \alpha) \right]^{\alpha}$ - коэффициент полноты цикла i -го вида, учитывающий влияние асимметрии;

$\eta_{\sigma_i} = \frac{K Z_i}{K_{Z, экв}}$ - коэффициент, учитывающий различие максимальных напряжений единого и i -го циклов;

$K_Z = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_{\sigma}}$ - коэффициент повторности нагружения;

$\sigma_{\min}, \sigma_{\max}$ - минимальные и максимальные напряжения циклов;

σ_{σ} - предел прочности материала при максимальной температуре цикла;

α - эмпирический коэффициент, зависящий от коэффициента концентрации напряжений в расчетном сечении детали;

α - показатель степени в уравнении кривой малоциклового отнулевого нагружения вида $\sigma^{\alpha} Z = const$;

S - число видов циклов.

Результаты расчетов по предлагаемым зависимостям хорошо совпадают с результатами экспериментов для материала ВТ-9 при $t = 20$ и 450°C , ЗИ698ВД при $t = 20$ и 650°C /5/.

Эквивалентное количество стендовых циклов ЭЦИ определяется из условия равенства повреждений при ЭЦИ и в эксплуатации с соответствующим коэффициентом запаса:

$$\Pi_{\text{ЭЦИ}} = K \Pi_{\text{ЭКСП}}$$

где $\Pi_{\text{Э}} = \frac{Z_{\text{ЭКВ}}}{Z_{\text{РАЗВ}}}$ - повреждение от истощения малоциклового долговечности;

$Z_{\text{ЭКВ}}$ - эквивалентное количество единичных циклов, определяемое по формуле (2);

$Z_{\text{РАЗВ}}$ - разрушающее количество единичных циклов;

K - коэффициент запаса.

В некоторых случаях при ЭЦИ воспроизводятся длительные статические и циклические наработки с одинаковым коэффициентом запаса, т.е.

$$\Pi_{\text{ЭЦИ}} = K \Pi_{\text{ЭКСП}};$$

$$\Pi_{\text{ЭЦИ}} = K \Pi_{\text{ЭКСП}}. \quad (3)$$

Иногда выполнить совместное условие (3) невозможно, т.е. при выполнении условия эквивалентности по статической составляющей повреждения не выполняется условие эквивалентности по циклической составляющей или наоборот. В этом случае предлагается использовать критерий эквивалентности ЭЦИ и эксплуатации по суммарному повреждению

$$(\Pi_{\text{Э}} + \Pi_{\text{С}})_{\text{ЭЦИ}} = K (\Pi_{\text{Э}} + \Pi_{\text{С}})_{\text{ЭКСП}}$$

Возможность такого подхода подтверждается экспериментами, проведенными для различных материалов [6].

Критерием соответствия разработанной программы ЭЦИ реальной эксплуатации ГТД служит идентичность выявляемых дефектов при испытании и в эксплуатации.

Изложенный в данной работе подход к разработке программ ЭЦИ реализован для двигателей, находящихся в эксплуатации. Анализ проявившихся дефектов показал, что из 34 типов дефектов в эксплуатации 33 проявились и при ЭЦИ. Дополнительно при ЭЦИ проявились 6 дефектов, отсутствовавших в эксплуатации, что подтверждает высокую надежность проверки ресурса ГТД при помощи ускоренных испытаний, проведенных по разработанным программам.

Библиографический список

1. Кузнецов Н.Д., Цейтлин В.И. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. - М.:Машиностроение, 1976. - 216 с.
2. Кузнецов Н.Д. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. - Проблемы прочности, 1970, № 10, с.74-77.
3. Кузнецов Н.Д., Цейтлин В.И. Программа эквивалентных испытаний газотурбинных двигателей. - Проблемы прочности, 1970, № 10, с.14-19.
4. Кузнецов Н.Д. Прочность деталей турбины ГТД в условиях сложного нагружения и связанные с ней проблемы. - Проблемы прочности, 1982, № 3, с.10-14.
5. Цейтлин В.И., Федорченко Д.Г. Оценка циклической долговечности деталей, работающих при сложных программах нагружения. - Проблемы прочности, 1983, № 2, с.13-19.
6. Серенсен С.В. Малоцикловое сопротивление при повышенных температурах и несущая способность элементов конструкций. - В кн.: Материалы Всесоюзного симпозиума по малоцикловой усталости при повышенных температурах, Челябинск, 1974, вып.4, с.3-46.

УДК 621.822

Д.Е. Чегодаев

АКТИВНЫЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ДИНАМИКОЙ РОТОРОВ

Современная тенденция к созданию быстроходных многорежимных турбомашин выявила ограниченность роторных опорных узлов пассивного типа, т.е. не изменяющих своих характеристик в процессе работы. Такие опоры, настроенные на определенный динамический режим, не в состоянии эффективно демпфировать вибрацию на других режимах, возможных в работе машин. К тому же введение активного управления позволяет проходить критические скорости вращения роторов с ограниченным уровнем амплитуд.

Проблема управления колебательными динамическими системами рассмотрена и во многом решена в работах /1,2,3/, в которых показана