

УДК 629.735.33.015.017.3.025.035

В.П. ПУСТОВОЙТОВ

Авиационный научно-технический комплекс им. О.К. Антонова, Украина

К РАСЧЕТУ ХАРАКТЕРИСТИК ШАРНИРНЫХ МОМЕНТОВ ОРГАНОВ
УПРАВЛЕНИЯ ТУРБОВИНТОВЫХ САМОЛЕТОВ

Предлагаются разработанные на основе анализа экспериментальных данных эмпирические формулы для расчета частных производных коэффициентов шарнирных моментов органов управления с осевой, роговой и серво-компенсациями по углам атаки (скольжения) стабилизирующих поверхностей и углам отклонения органов управления и их сервоповерхностей. Излагаются условия, которые определяют диапазон применимости этих формул по углам атаки (скольжения) стабилизирующих поверхностей и углам отклонения органов управления и их сервоповерхностей. Предложен способ построения нелинейных участков зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла атаки (скольжения) стабилизирующей поверхности.

Ключевые слова: орган управления, осевая, роговая и серво-компенсации, относительная площадь аэродинамической компенсации, шарнирный момент, экспериментальные данные, линейность характеристик, эмпирическая формула.

Введение

На турбовинтовых самолетах малых и средних размеров с нестреловидными крыльями и оперениями продолжает применяться безбустерная система управления. При такой системе управления усилия на рычагах управления самолетом создаются шарнирными моментами органов управления. Шарнирные моменты органов управления формируются с помощью аэродинамической компенсации этих органов. Основными типами аэродинамической компенсации являются осевая компенсация, роговая компенсация и сервокомпенсация, основными параметрами этих компенсаций являются соответственно относительная площадь осевой аэродинамической компенсации $\bar{S}_{о.к.}$, относительная площадь роговой аэродинамической компенсации $\bar{S}_{р.к.}$ и относительная площадь сервоповерхности $\bar{S}_c$.

Более пятидесяти лет назад на основе имеющихся в то время экспериментальных данных были разработаны эмпирические формулы, позволяющие рассчитать значения частных производных коэффициентов шарнирных моментов органов управления (руля высоты, руля направления, элерона) по углам атаки (скольжения) стабилизирующих поверхностей и углам отклонения органов управления в зависимости от относительной площади осевой аэродинамической компенсации, а также значения частных производных коэффициентов шарнирных моментов органов управления по углам отклонения сервоповерхностей в зависимости от относительной площади сервоповерхности [1]. Эти формулы требуют

проверки и, возможно, корректировки на основе новых экспериментальных данных. Упомянутые формулы позволяют рассчитать линейные участки зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления $m_{ш}$ от угла атаки α (скольжения) β) стабилизирующей поверхности, угла отклонения органа управления δ и угла отклонения сервоповерхности τ_c в узком диапазоне этих углов. Известно, что чем в более широком диапазоне углов α , β , δ и τ_c сохраняется линейность зависимостей $m_{ш}(\alpha, \beta, \delta, \tau_c)$, тем более высокую оценку характеристик управляемости самолета по усилиям дает летчик. Поэтому важно определить условия, выполнение которых позволяет обеспечивать линейность зависимостей $m_{ш}(\alpha, \beta, \delta, \tau_c)$ и, следовательно, постоянство величин частных производных $m_{ш}^{\alpha}$, $m_{ш}^{\beta}$, $m_{ш}^{\delta}$, $m_{ш}^{\tau_c}$ в широком диапазоне углов α , β , δ , τ_c . Как правило, углы атаки (скольжения) стабилизирующих поверхностей, достигаемые в полете, превышают диапазон углов атаки (скольжения), в котором зависимости $m_{ш}(\alpha, \beta)$ линейны. Поэтому нужно иметь способ построения нелинейного участка зависимостей $m_{ш}(\alpha, \beta)$. Эффективным средством влияния на величину и знак производных $m_{ш}^{\alpha}$ и $m_{ш}^{\beta}$ является, как известно, роговая аэродинамическая компенсация. К сожалению, формулы для расчета производных $m_{ш}^{\alpha}$, $m_{ш}^{\beta}$ и $m_{ш}^{\delta}$ в зависимости от величины относительной площади роговой аэродинамической компенсации отсутствуют.

Постановка задачи

На основе анализа новых экспериментальных данных уточнить известные или разработать новые эмпирические формулы для расчета частных производных коэффициентов шарнирных моментов органов управления с осевой, роговой и серво- компенсациями по углам атаки (скольжения) стабилизирующих поверхностей и углам отклонения органов управления и их сервоповерхностей. Установить условия, которые определяют диапазон применимости этих формул по углам атаки (скольжения) стабилизирующих поверхностей и углам отклонения органов управления и их сервоповерхностей. Разработать способ построения нелинейных участков зависимости коэффициента шарнирного момента органа управления от угла атаки (скольжения) стабилизирующей поверхности.

1. Осевая аэродинамическая компенсация

Рассмотрим осевую аэродинамическую компенсацию, которая наиболее часто применяется на органах управления турбовинтовых самолетов. Проанализируем зависимости коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты, рулей направления и элеронов от угла атаки (скольжения) соответствующих стабилизирующих поверхностей, полученные при испытаниях различных моделей в аэродинамических трубах. Известно, что линейность указанных зависимостей в сильной мере зависит от величины угла между касательными к верхней образующей и нижней образующей контура профиля несущей поверхности в области ее хвостика (угла схода σ) [2]. Чем меньше угол схода σ , тем более линейными

являются характеристики шарнирных моментов. Поэтому для анализа отберем результаты испытаний тех моделей, органы управления которых характеризовались небольшим углом схода ($\sigma \approx 11^\circ$). Основные сведения об этих моделях представлены в табл. 1. Органы управления выбранных моделей имели различную величину осевой аэродинамической компенсации и различную форму носка органа управления, что дает возможность проанализировать влияние этих факторов на характеристики шарнирных моментов.

На рис. 1.1 показаны зависимости коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты от угла атаки горизонтальных оперений, полученные при испытаниях объектов I МИХО, II НИГО, III МИХО и IV НИХО в аэродинамических трубах. На этом же рисунке показаны зависимости коэффициентов подъемной силы горизонтальных оперений этих объектов от углов атаки.

Объект испытаний I МИХО представляет собой модель изолированного хвостового оперения регионального турбовинтового самолета с обычным расположением горизонтального и вертикального оперений на фюзеляже. Объект испытаний II НИГО представляет собой натурное горизонтальное оперение среднего транспортного турбовинтового самолета. Объект испытаний III МИХО – это крупномасштабная модель изолированного хвостового оперения тяжелого транспортного турбовинтового самолета с расположением килей на середине полуразмаха горизонтального оперения. Объект испытаний IV НИХО – натурное хвостовое оперение турбовинтового самолета местных воздушных линий с расположением килей на концах размаха горизонтального оперения. На всех перечисленных объектах испытаний моделировалась хвостовая часть фюзеляжа.

Таблица 1

Основные сведения о моделях

Объект испытаний	I МИХО		II НИГО	III МИХО	IV НИХО	V ПМС			VI МОК	VII МОК	VIII МОК	IX МОК
	Ia	Ib				Va	Vb	Vc				
Орган управления (О.У)	PB	PH	PB	PB	PB	PB	PH	ЭЛ	ЭЛ	ЭЛ	ЭЛ	ЭЛ
Угол схода	11°	11°	11°	11°	11°	11°	11°	~18°	18°	18°	15°	11°
Тип О.У	обычн.	обычн.	обычн.	обычн.	обычн.	обычн.	обычн.	обычн.	обычн.	щел.	щел.	щел.
Относительная площадь О.У	0,2	0,3	0,26	0,26	0,306	0,296	0,343	0,3	0,3	0,3	0,344	0,33
Относительная площадь осевой компенсации О.У	0,186	0,2	0,268	0,3	0,26	0,278	0,3	0,295	0,285	0,217	0,232	0,25
Форма носка О.У	эллипс	эллипс	верх - эллипс низ - параб.	верх - эллипс низ - параб.	верх - эллипс низ - параб.	верх - эллипс низ - параб.	эллипс	окружн.	окружн.	контур профил. щели	контур профил. щели	контур профил. щели
Угол „отгиба“ носка О.У	0	0	0	5° вниз	0	5° вниз	0	0	0	—	—	—
Относительное расстояние от оси вращения О.У до плоскости хорд	0	0	0	0	0	0	0	~0	~0	0,32	0,215	0,13

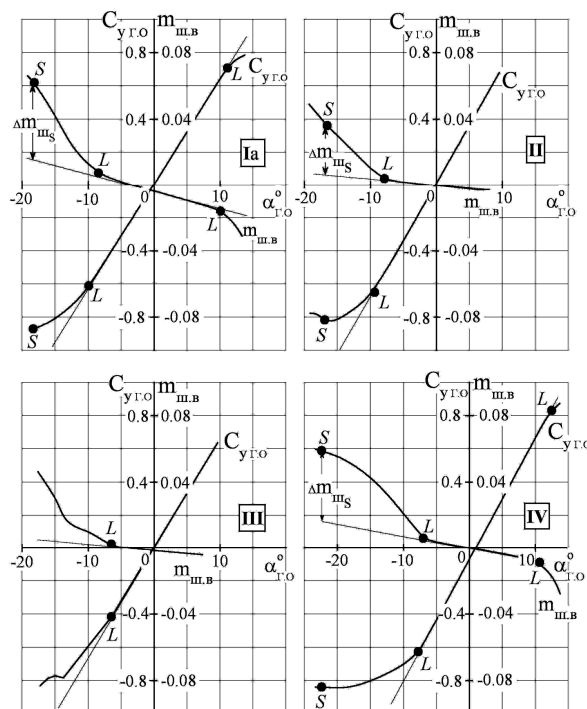


Рис. 1.1. Зависимости коэффициентов подъемной силы горизонтальных оперений и коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты от угла атаки горизонтальных оперений, полученные при испытаниях объектов I МИХО, II НИГО, III МИХО и IV НИХО в аэродинамических трубах

Из совместного рассмотрения зависимостей $m_{ш.в} = f(\alpha_{г.о})$ и $C_{y.г.о} = f(\alpha_{г.о})$, показанных на рис. 1.1, следует важный вывод о том, что углы атаки, соответствующие линейному участку зависимости $m_{ш.в} = f(\alpha_{г.о})$, практически не отличаются от углов атаки, соответствующих линейному участку зависимости $C_{y.г.о} = f(\alpha_{г.о})$ (участки L-L). Этот вывод не зависит от величины относительной площади осевой аэродинамической компенсации и формы носка руля высоты.

Следует отметить, что для всех рассмотренных объектов испытаний углы атаки горизонтального оперения, при которых нарушается линейность зависимости $C_{y.г.о} = f(\alpha_{г.о})$ (точки L), существенно меньше углов атаки, при которых достигается максимум подъемной силы горизонтального оперения (точки S). В соответствии с этим на зависимостях $m_{ш.в} = f(\alpha_{г.о})$ есть значительные нелинейные участки L-S. Следует отметить также, что факторы, вызывающие более ранний отрыв потока и нарушение линейности зависимости $C_{y.г.о} = f(\alpha_{г.о})$, вызывают и более раннее нарушение линейности зависимости $m_{ш.в} = f(\alpha_{г.о})$. Например, диффузорные отрывы в местах стыка горизонтального и вертикаль-

ного оперений на объектах III МИХО и IV НИХО перемещают начало нелинейности на меньшие углы атаки.

Зависимости $m_{ш.в} = f(\alpha_{г.о})$, показанные на рис. 1.1, подтверждают известный вывод о том, что угол наклона линейного участка зависимости $m_{ш.в} = f(\alpha_{г.о})$ зависит от величины относительной площади осевой аэродинамической компенсации органа управления.

Как показал анализ, выводы, полученные для руля высоты, сохраняют силу и для руля направления. В подтверждение этому на рис. 1.2 показаны зависимости $C_{z.в.о}, m_{ш.н} = f(\beta_{в.о})$, полученные при испытаниях объекта I МИХО, и зависимости $C_{z.в.о}, m_{ш.н} = f(\beta)$, полученные при испытаниях объекта V ПМС (полная крупномасштабная модель самолета).

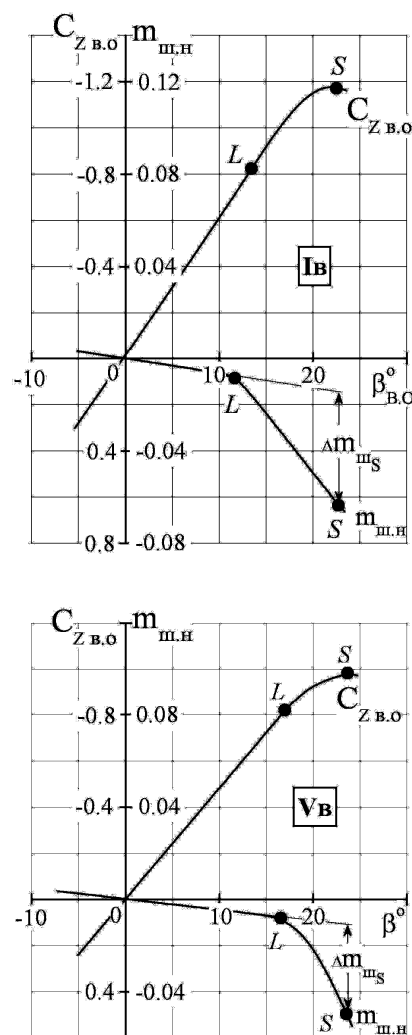


Рис. 1.2. Зависимости коэффициентов боковой силы вертикальных оперений и шарнирных моментов рулей направления от углов скольжения, полученные при испытаниях объектов I МИХО и V ПМС в аэродинамических трубах

На рис. 1.3 показаны зависимости коэффициентов подъемной силы и шарнирных моментов, полученные при испытаниях моделей прямоугольных отсеков крыла (МОК) с различными типами элеронов. Объект VI МОК имел обычный элерон с большим углом схода в области хвостика профиля ($\sigma \approx 18^\circ$). Испытания этого объекта подтвердили известный вывод о том, что при большой величине угла схода σ зависимость $m_{ш} = f(\alpha)$ нелинейна. Замена обычного элерона на щелевой с сохранением той же величины угла схода σ нелинейности не устранила (VII МОК). Уменьшение угла схода в области хвостика щелевого элерона с 18 до 15° путем перехода к плоско-выпуклому профилю отсека крыла привело к появлению значительного линейного участка на зависимости $m_{ш.э} = f(\alpha)$, при этом угол атаки, соответствующий началу нелинейности зависимости $m_{ш.э} = f(\alpha)$, приблизился к углу атаки, соответствующему началу нелинейности зависимости $C_y = f(\alpha)$ (VIII МОК). Дальнейшее уменьшение угла схода σ с 15 до 11° путем увеличения вогнутости нижнего контура профиля отсека крыла в области элерона расширило диапазон углов атаки, в котором зависимости $C_{y_{г.о.}}$, $m_{ш.э} = f(\alpha)$ (IX МОК) линейны. В последнем случае отмечается появление значительного шарнирного момента элерона при угле атаки, равном нулю, который можно уменьшить путем „отгиба“ хвостовой части элерона вверх (применением „S-образного“ профиля элерона).

Следует отметить, что величины углов наклона линейных участков зависимостей $m_{ш.э} = f(\alpha)$ для щелевых элеронов с углами схода 11 и 15° существенно превышают углы наклона аналогичных участков зависимостей для обычных рулей высоты и рулей направления, имеющих углы схода, равные 11° . По-видимому, это объясняется тем, что равнодействующая сил давления, распределенных по верхнему контуру носка щелевого элерона, наклонена вперед, вследствие чего линия действия этой равнодействующей приблизилась к вынесенной вниз оси вращения щелевого элерона.

Определенные на линейных участках графиков рис. 1.1 – 1.3 частные производные коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты, рулей направления и элеронов по углам атаки (скольжения) соответствующих стабилизирующих поверхностей показаны на рис. 1.4. На этом рисунке $m_{ш.о.к}^{\alpha^*}$ – частная производная коэффициента шарнирного момента органа управления с осевой аэродинамической компенсацией по углу α^* , который в случае руля высоты является углом атаки горизонтального оперения

$\alpha_{г.о.}$, в случае руля направления – углом скольжения вертикального оперения $\beta_{в.о.}$, а в случае элерона – углом атаки крыла α .

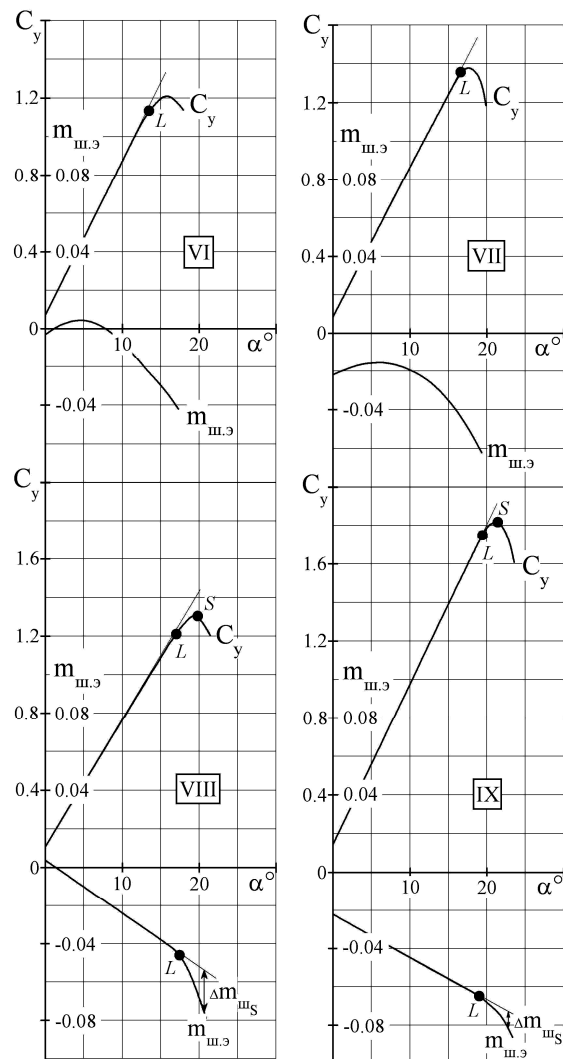


Рис. 1.3. Зависимости коэффициентов подъемной силы и коэффициентов шарнирных моментов элеронов от угла атаки, полученные при испытаниях прямоугольных отсеков крыла VI МОК, VII МОК, VIII МОК и IX МОК в аэродинамических трубах

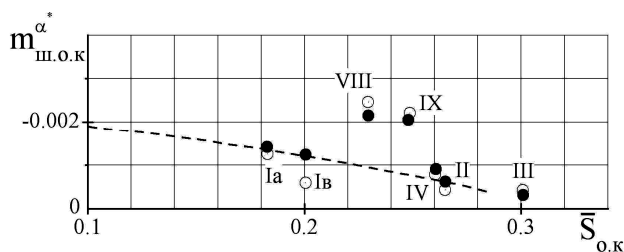


Рис. 1.4. Частная производная $m_{ш.о.к}^{\alpha^*}$ при различных значениях относительной площади осевой аэродинамической компенсации органа управления:
○ – эксперимент; ● – расчет;
— — осредненная эмпирическая зависимость [3]

На этом же рисунке показана осредненная эмпирическая зависимость $m_{ш.о.к}^{\alpha*} = f(\bar{S}_{о.к})$, заимствованная из работы [3]. Видно, что полученные для обычных (нечелевых) органов управления экспериментальные точки хорошо согласуются с осредненной эмпирической зависимостью.

В работе [1] приведены эмпирические формулы для расчета частных производных $m_{ш.в}^{\alpha_{г.о}}$, $m_{ш.н}^{\beta_{в.о}}$ и $m_{ш.э}^{\alpha}$ применительно к обычным (нечелевым) органам управления с осевой аэродинамической компенсацией. Эти формулы можно свести к одной формуле

$$m_{ш.о.к}^{\alpha*} = -0,12 \bar{S}_{о.у} (1 - 3,6 \bar{S}_{о.к}) C_y^{\alpha*}, \quad (1)$$

где индекс „о.у“ означает „орган управления“.

В случае руля высоты $m_{ш.о.к}^{\alpha*} = m_{ш.о.к.в}^{\alpha_{г.о}}$; $\bar{S}_{о.у} = \frac{S_v}{S_{г.о}}$; $\bar{S}_{о.к} = \frac{S_{о.к.в}}{S_v}$; $C_y^{\alpha*} = C_{y_{г.о}}^{\alpha_{г.о}}$. В случае

руля направления $m_{ш.о.к}^{\alpha*} = m_{ш.о.к.н}^{\beta_{в.о}}$; $\bar{S}_{о.у} = \frac{S_n}{S_{в.о}}$;

$\bar{S}_{о.к} = \frac{S_{о.к.н}}{S_n}$; $C_y^{\alpha*} = C_{z_{в.о}}^{\beta_{в.о}}$. В случае элерона

$m_{ш.о.к}^{\alpha*} = m_{ш.о.к.э}^{\alpha}$; $\bar{S}_{о.у} = \frac{S_{э}}{S_{об.э}}$; $\bar{S}_{о.к} = \frac{S_{о.к.э}}{S_{э}}$;

$C_y^{\alpha*} = C_{крыла}^{\alpha}$; $S_{об.э}$ – площадь крыла, обслуживаемая элеронами.

Результаты расчета по формуле (1), выполненные для объектов I МИХО, II НИГО, III МИХО и IV НИХО, показали, что расчет по этой формуле дает заниженный результат и в сравнении с экспериментом перекомпенсация органов управления наступает при меньших значениях относительной площади их осевой компенсации. Удовлетворительные результаты были получены расчетом по скорректированной формуле

$$m_{ш.о.к}^{\alpha*} = -0,18 \bar{S}_{о.у} (1 - 3 \bar{S}_{о.к}) C_y^{\alpha*} \quad (2)$$

Эти результаты показаны на рис. 1.4.

В случае щелевых элеронов (VIII МОК и IX МОК) расчет по формуле (2) дает приемлемый результат, когда эмпирический коэффициент 0,18 увеличивается до 0,3. Результаты расчета для щелевых элеронов показаны на том же рис. 1.4.

По графикам рисунков 1.1 и 1.2 можно определить приращение коэффициента шарнирного момента органа управления к линейной его части при угле атаки (скольжения), соответствующем максимальному значению коэффициента подъемной (боковой) силы соответствующей стабилизирующей поверхности. Способ определения этих прираще-

ний, обозначенных $\Delta m_{ш.с}$, показан на упомянутых рисунках. Определенные таким способом приращения $\Delta m_{ш.с}$ показаны на рис. 1.5 для различных значений относительной площади осевой аэродинамической компенсации органа управления.

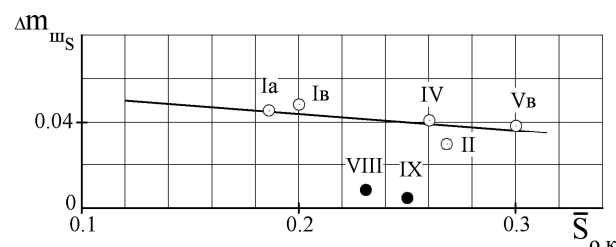


Рис. 1.5. Зависимость приращения шарнирного момента органа управления при максимальном значении коэффициента подъемной силы несущей поверхности от относительной площади осевой аэродинамической компенсации органа управления:

○ – обычные органы управления;
● – щелевые элероны

У крыльевых несущих поверхностей со щелевыми элеронами угол атаки, при котором зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки становится нелинейной, расположен вблизи угла атаки, при котором реализуется максимальное значение коэффициента подъемной силы. Поэтому значение коэффициента $\Delta m_{ш.с}$ у щелевых элеронов невелико (рис. 1.5).

Проанализируем теперь зависимости коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты, рулей направления и элеронов с осевой аэродинамической компенсацией от углов их отклонения.

Из опыта известно, что зависимость коэффициента шарнирного момента органа управления от угла его отклонения становится нелинейной, когда угол отклонения органа управления достигает большого значения, при котором начинается отрыв потока от органа управления, т.е. угла отклонения, при котором зависимость приращения коэффициента подъемной (боковой) силы от угла отклонения органа управления становится нелинейной. Известно также [2, 4], что зависимость коэффициента шарнирного момента органа управления с осевой аэродинамической компенсацией от угла его отклонения становится нелинейной и при умеренных значениях угла отклонения органа управления, если при этих углах контур носка органа управления выходит за контур профиля стабилизирующей поверхности.

Изложенное выше подтверждается результатами испытаний объектов, указанных в табл. 1. На рис. 1.6 показаны зависимость приращения подъемной силы горизонтального оперения и зависимость приращения шарнирного момента руля высоты от угла отклонения руля высоты, полученные при ис-

пытаниях объекта I МИХО. Руль высоты объекта I МИХО имел умеренную осевую аэродинамическую компенсацию (рис. 1.7), поэтому начало нелинейности зависимостей $\Delta C_{y_{Г.О}} = f(\delta_B)$ и $\Delta m_{ш.в} = f(\delta_B)$ отмечается при больших углах отклонения руля высоты δ_B .

На рис. 1.6 показаны также зависимости $\Delta C_{y_{Г.О}} = f(\delta_B)$ и $\Delta m_{ш.в} = f(\delta_B)$, полученные при испытаниях объекта V ПМС. Руль высоты этого объекта имел большую осевую аэродинамическую компенсацию и „отогнутый“ вниз на 5° носок. Контур носка этого руля выходил за контур профиля горизонтального оперения, особенно при отклонении руля вверх, при достаточно малых углах отклонения руля высоты (рис. 1.7). Вследствие этого зависимость $\Delta m_{ш.в} = f(\delta_B)$ становилась нелинейной (точки E) на линейном участке зависимости $\Delta C_{y_{Г.О}} = f(\alpha_{Г.О})$.

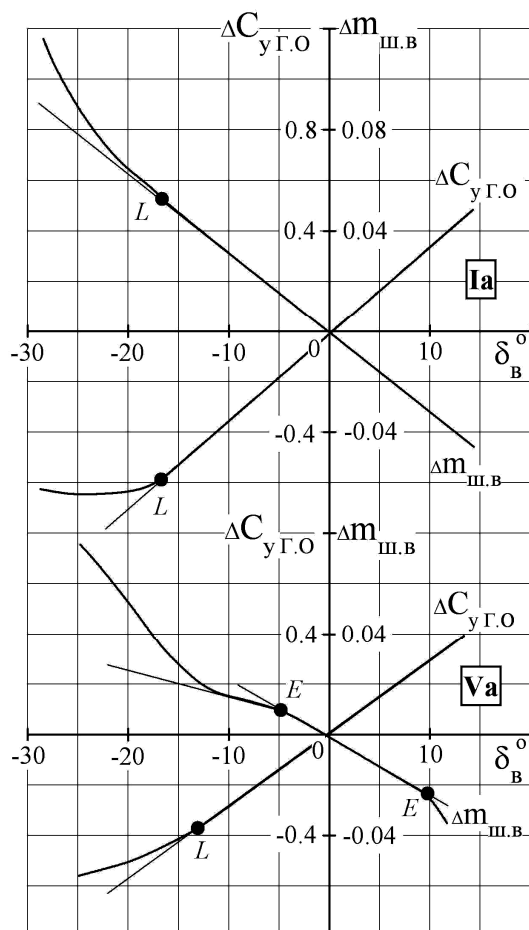


Рис. 1.6. Приращения коэффициентов подъемной силы горизонтальных оперений и коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты от угла отклонения рулей высоты по результатам испытаний объектов I МИХО и V ПМС в аэродинамических трубах

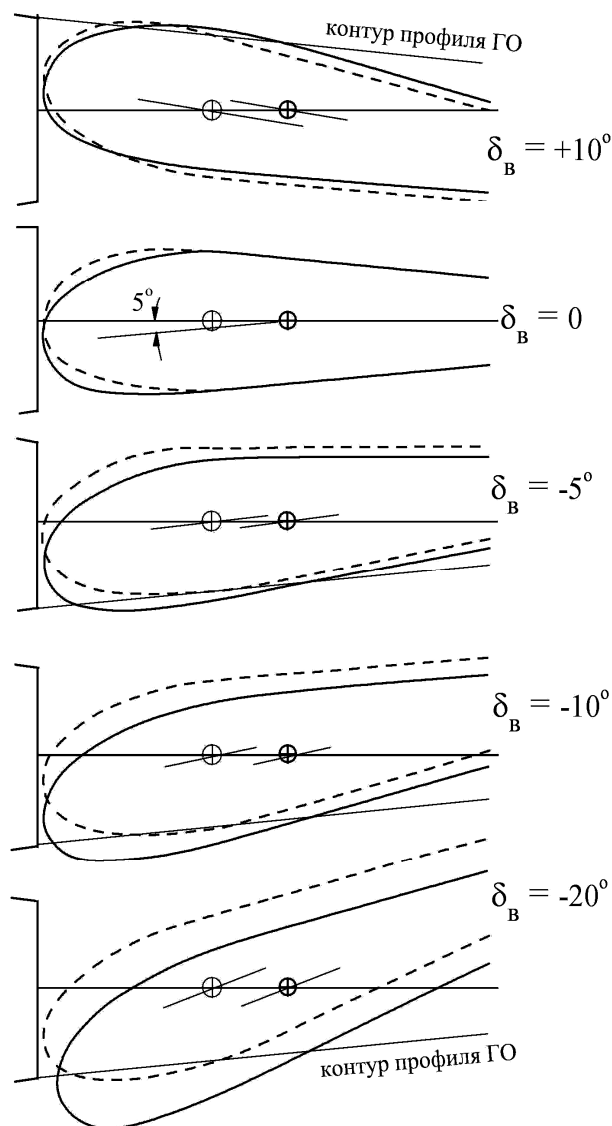


Рис. 1.7. Положение контура носка руля высоты относительно контура профиля горизонтального оперения на объектах I МИХО и V ПМС:
— V ПМС; --- I МИХО

На рис. 1.8 показаны зависимости $\Delta C_{z_{В.О}} = f(\delta_H)$ и $\Delta m_{ш.н} = f(\delta_H)$, полученные при испытаниях объектов I МИХО и V ПМС. Из этого рисунка следует, что увеличение осевой аэродинамической компенсации руля, приводящее к более раннему выходу контура носка руля направления за контур вертикального оперения (рис. 1.9), приводит к уменьшению диапазона углов отклонения руля направления, в котором зависимости $\Delta C_{z_{В.О}} = f(\delta_H)$ и $\Delta m_{ш.н} = f(\delta_H)$ сохраняют линейность.

На рис. 1.10 показаны зависимости $\Delta C_y = f(\delta_3)$ и $\Delta m_{ш.э} = f(\delta_3)$, полученные при испытаниях объектов IX МОК и V ПМС. Элерон объекта IX МОК — щелевой, с умеренной осевой аэродинамической компенсацией.

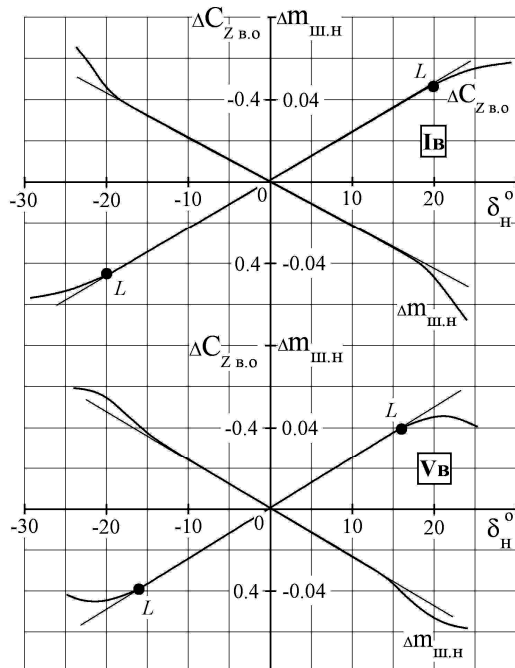


Рис. 1.8. Приращения коэффициентов боковой силы вертикальных оперений и коэффициентов шарнирных моментов рулей направления от угла отклонения рулей направления по результатам испытаний объектов I МИХО и V ПМС в аэродинамических трубах

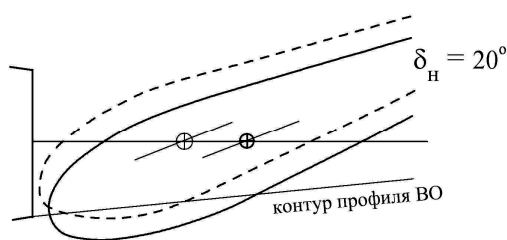


Рис. 1.9. Положение контура носка руля направления относительно контура профиля вертикального оперения на объектах I МИХО и V ПМС: — V ПМС; --- I МИХО

Выход носка такого элерона за контур профиля крыла происходит только при достижении определенного угла отклонения элерона вверх ($\delta_3 \approx -10^\circ$, рис. 1.11), поэтому зависимости $\Delta C_y = f(\delta_3)$ и $\Delta m_{ш.э} = f(\delta_3)$ сохраняют линейность в широком диапазоне углов δ_3 . Элерон объекта V ПМС – обычный, с большой осевой компенсацией, имеет форму носка в виде окружности. Контур носка элерона V ПМС выходит за контур профиля крыла при достаточно малых значениях угла отклонения элерона, поэтому зависимость $\Delta m_{ш.э} = f(\delta_3)$ такого элерона сохраняет линейность в гораздо меньшем диапазоне углов δ_3 по сравнению со щелевым элероном (участок А-А на рис. 1.10).

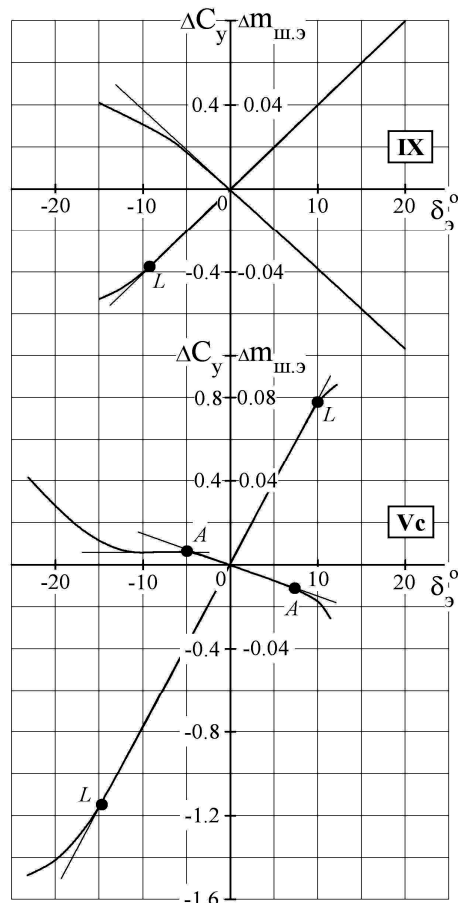


Рис. 1.10. Приращения коэффициентов подъемной силы и коэффициентов шарнирных моментов элеронов по результатам испытаний объектов V ПМС и IX МОК в аэродинамических трубах

Определенные на линейных участках графиков 1.6, 1.8 и 1.10 частные производные коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты, рулей направления и элеронов по углам их отклонения показаны на рис. 1.12. На этом же рисунке показана осредненная эмпирическая зависимость, заимствованная из работы [3]. Видно, что полученные экспериментальные точки достаточно хорошо согласуются с осредненной эмпирической зависимостью.

В работе [1] приведены эмпирические формулы для расчета частных производных $m_{ш.в.}^{\delta_3}$, $m_{ш.н.}^{\delta_H}$ и $m_{ш.э.}^{\delta_3}$. Эти формулы по аналогии с формулой (1) можно свести к одной формуле

$$m_{ш.о.к.}^{\delta} = -0,14 \bar{S}_{o.y} \left(1 - 6,5 \bar{S}_{o.к.}^{3/2} \right) C_y^{\alpha*}, \quad (3)$$

где в случае руля высоты $m_{ш.о.к.}^{\delta} = m_{ш.о.к.в.}^{\delta}$, в случае руля направления $m_{ш.о.к.}^{\delta} = m_{ш.о.к.н.}^{\delta}$ и в случае элерона $m_{ш.о.к.}^{\delta} = m_{ш.о.к.э.}^{\delta}$.

Расчеты показали, что лучшую сходимость с экспериментом дает скорректированная формула

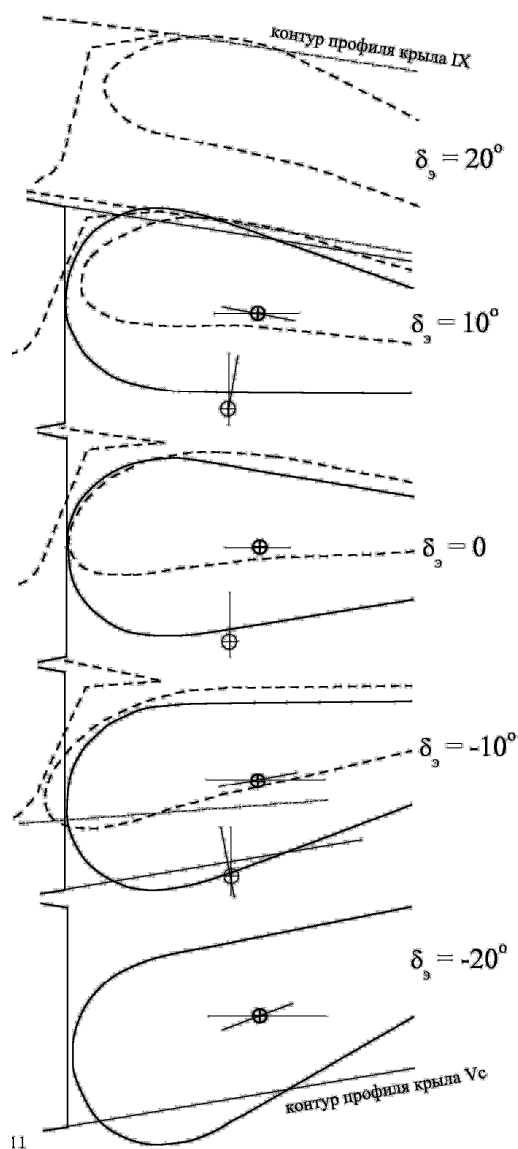


Рис. 1.11. Положение контура носка элерона относительно контура профиля крыла на объектах V ПМС и IX МОК:
— V ПМС; --- IX МОК

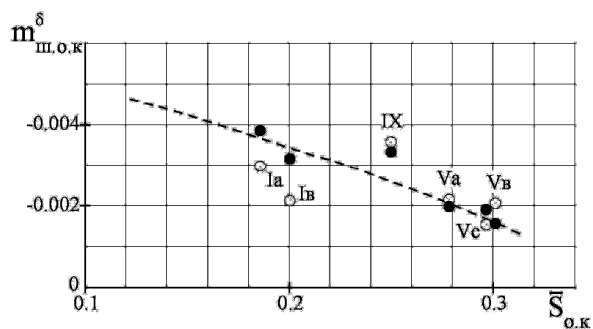


Рис. 1.12. Частная производная $m_{ш.о.к}^{\delta}$ при различных значениях относительной площади осевой аэродинамической компенсации органа управления:
○ — эксперимент; ● — расчет;
--- осредненная эмпирическая зависимость [3]

$$m_{ш.о.к}^{\delta} = -0,1 \bar{S}_{о.у} \left(1 - 4,5 \bar{S}_{о.к}^{3/2} \right) C_y^{\alpha^*}. \quad (4)$$

Результаты расчета по этой формуле показаны на рис. 1.12.

2. Роговая аэродинамическая компенсация

Ниже рассматривается наиболее распространенная роговая аэродинамическая компенсация открытого типа. Изменение шарнирного момента органа управления от применения такой роговой компенсации определяется, главным образом, относительной площадью роговой компенсации и, в меньшей мере, отношением ширины рога к его длине (рис. 2.1).

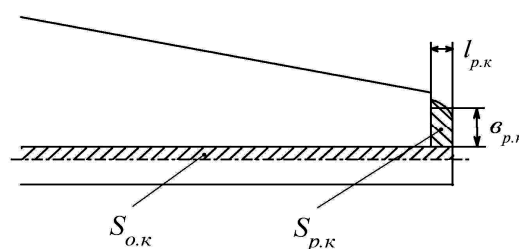


Рис. 2.1. Площадь и параметры роговой аэродинамической компенсации органа управления:

- $S_{р.к}$ — площадь роговой компенсации;
- $l_{р.к}$ — ширина роговой компенсации;
- $b_{р.к}$ — длина роговой компенсации;
- $S_{о.к}$ — площадь осевой компенсации

Данные о том, как изменяются по углу атаки (углу скольжения) стабилизирующей поверхности и углу отклонения органа управления приращения шарнирного момента органа управления, вызванные применением роговой аэродинамической компенсации, в литературе отсутствуют. Ниже приводится анализ экспериментальных данных, полученных при испытаниях моделей, основные сведения о которых приведены в табл. 2.

На рис. 2.2 – 2.5 показаны зависимости коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты, руля направления и элерона от углов атаки (скольжения) стабилизирующих поверхностей для различных значений относительной площади роговой аэродинамической компенсации. На этих же рисунках показаны и зависимости коэффициентов подъемной (боковой) силы испытанных объектов от угла атаки (скольжения). Показаны также зависимости приращений коэффициентов шарнирных моментов органов управления, вызванные роговой компенсацией, от угла атаки (скольжения).

Из приведенных рис. 2.2 – 2.5 следует важный вывод о том, что приращения $\Delta m_{ш.р.к}$, вызванные

применением роговой аэродинамической компенсации открытого типа, линейно изменяются по углу атаки (углу скольжения) до углов, соответствующих максимуму подъемной (боковой) силы несущих поверхностей испытанных объектов.

Таблица 2

Основные сведения о моделях

Объект испытаний	I МИХО		IX МОК	X МИХО
	Ia	Ib		
Орган управления	PB	RH	ЭЛ	PB
Относительная площадь роговой компенсации	0,1	0,05	0,04 0,06	0,045 0,075 0,092
Отношение ширины рога к его длине	0,3	0,44	0,5 0,3	0,50 0,69 0,71

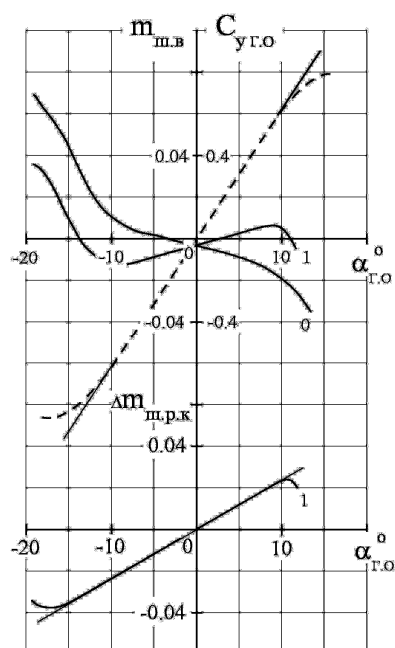


Рис. 2.2. Изменение коэффициента подъемной силы горизонтального оперения, коэффициента шарнирного момента руля высоты и приращения коэффициента шарнирного момента руля высоты от роговой аэродинамической компенсации по углу атаки горизонтального оперения (результаты испытаний объекта I МИХО):

--- $C_{y_{г.о}}$; — $m_{ш.в}$, $\Delta m_{ш.р.к}$;
 0 — $\bar{S}_{р.к.в} = 0$; 1 — $\bar{S}_{р.к.в} = 0,1$

По графикам зависимостей $\Delta m_{ш.р.к.в} = f(\alpha_{г.о})$, $\Delta m_{ш.р.к.н} = f(\beta_{в.о})$ и $\Delta m_{ш.р.к.э} = f(\alpha)$, показанных на рис. 2.2 – 2.5, были определены значения частных производных $\Delta m_{ш.р.к.в}^{\alpha_{г.о}}$, $\Delta m_{ш.р.к.н}^{\beta_{в.о}}$ и $\Delta m_{ш.р.к.э}^{\alpha}$ для соответствующих значений относительных площадей роговой аэродинамической компенсации испытанных органов управления $\bar{S}_{р.к.}$. Результаты этого определения показаны на рис. 2.6. На этом же ри-

сунке показана осредненная эмпирическая зависимость, заимствованная из работы [3].

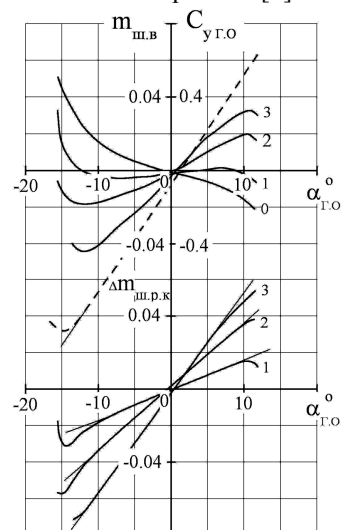


Рис. 2.3. Изменение коэффициента подъемной силы горизонтального оперения, коэффициента шарнирного момента руля высоты и приращения коэффициента шарнирного момента руля высоты от роговой аэродинамической компенсации по углу атаки горизонтального оперения (результаты испытаний объекта X МИХО):

--- $C_{y_{г.о}}$; — $m_{ш.в}$, $\Delta m_{ш.р.к}$;
 0 — $\bar{S}_{р.к.в} = 0$; 1 — $\bar{S}_{р.к.в} = 0,045$;
 2 — $\bar{S}_{р.к.в} = 0,075$; 3 — $\bar{S}_{р.к.в} = 0,092$

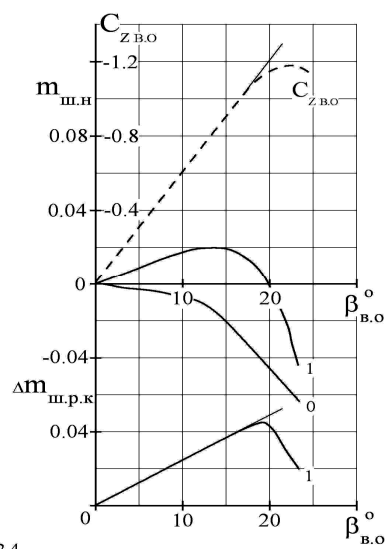


Рис. 2.4. Изменение коэффициента боковой силы вертикального оперения, коэффициента шарнирного момента руля направления и приращения коэффициента шарнирного момента руля направления от роговой аэродинамической компенсации по углу скольжения вертикального оперения (результаты испытаний объекта I МИХО):

--- $C_{z_{в.о}}$; — $m_{ш.н}$, $\Delta m_{ш.р.к}$;
 0 — $\bar{S}_{р.к.н} = 0$; 1 — $\bar{S}_{р.к.н} = 0,05$

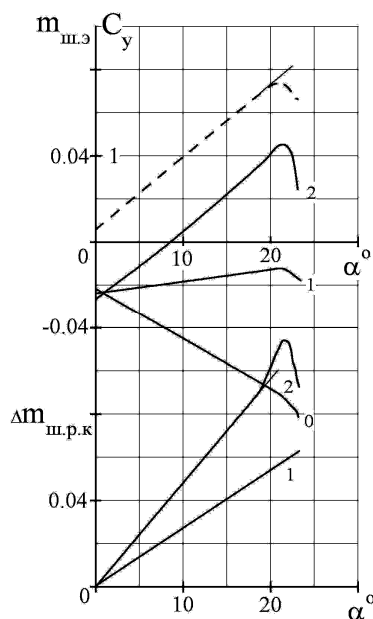


Рис. 2.5. Изменение коэффициента подъемной силы прямоугольного отсека крыла, коэффициента шарнирного момента элерона и приращения коэффициента шарнирного момента элерона от роговой аэродинамической компенсации по углу атаки прямоугольного отсека крыла (результаты испытаний объекта IX МОК):

--- C_y ; — $m_{ш.э}$, $\Delta m_{ш.р.к}$;

0 — $\bar{S}_{р.к.э} = 0$; 1 — $\bar{S}_{р.к.э} = 0,04$; 2 — $\bar{S}_{р.к.э} = 0,06$

Из рис. 2.6 следует, что зависимость частной производной $m_{ш.р.к}^{\alpha^*}$ от относительной площади роговой аэродинамической компенсации $\bar{S}_{р.к}$ в случае обычных (нечелевых) органов управления может быть описана следующей приближенной эмпирической формулой:

$$m_{ш.р.к}^{\alpha^*} = 0,037 \bar{S}_{р.к} + 0,1 \bar{S}_{р.к}^2. \quad (5)$$

В случае щелевых органов управления (элеронов) эмпирический коэффициент 0,1 следует увеличить до 0,6.

Результаты расчета по формуле (5) показаны на рис. 2.6.

На рис. 2.7 – 2.10 показаны зависимости приращений коэффициентов шарнирных моментов рулей высоты, руля направления и элерона от углов их отклонения для различных значений относительной площади роговой аэродинамической компенсации. На этих же рисунках показаны и зависимости приращений коэффициентов шарнирных моментов органов управления, вызванные роговой аэродинамической компенсацией, от углов отклонения этих органов управления.

Из рис. 2.7– 2.10 следует, что приращения $\Delta m_{ш.р.к}$, вызванные применением роговой аэроди-

намической компенсации, линейно изменяются по углам отклонения органов управления практически во всем исследованном диапазоне этих углов.

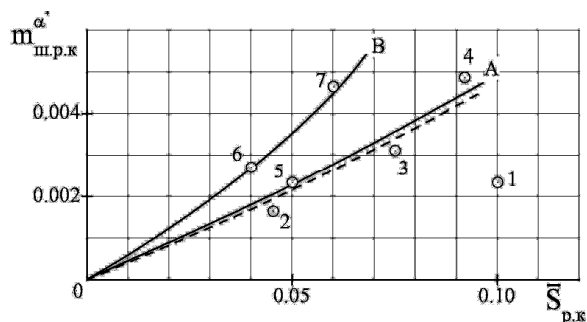


Рис. 2.6. Частная производная $m_{ш.р.к}^{\alpha^*}$ при различных значениях относительной площади роговой аэродинамической компенсации органа управления:

— А — расчет для РВ, РН;

— В — расчет для щелевого ЭЛ;

--- осредненная эмпирическая зависимость [3];

1 – I МИХО, $\bar{S}_{р.к.в} = 0,1$;

2 – X МИХО, $\bar{S}_{р.к.в} = 0,045$;

3 – X МИХО, $\bar{S}_{р.к.в} = 0,075$;

4 – X МИХО, $\bar{S}_{р.к.в} = 0,092$;

5 – I МИХО, $\bar{S}_{р.к.н} = 0,05$;

6 – IX МОК, $\bar{S}_{р.к.э} = 0,04$;

7 – IX МОК, $\bar{S}_{р.к.э} = 0,06$

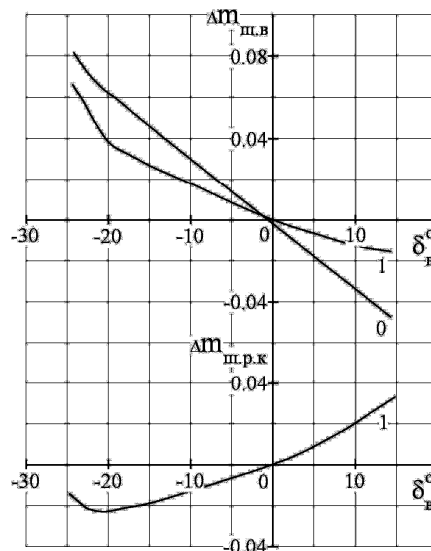


Рис. 2.7. Приращение коэффициента шарнирного момента руля высоты от отклонения руля высоты и изменение приращения коэффициента шарнирного момента руля высоты от роговой аэродинамической компенсации по углу отклонения руля высоты (результаты испытаний объекта I МИХО):

0 — $\bar{S}_{р.к.в} = 0$; 1 — $\bar{S}_{р.к.в} = 0,1$

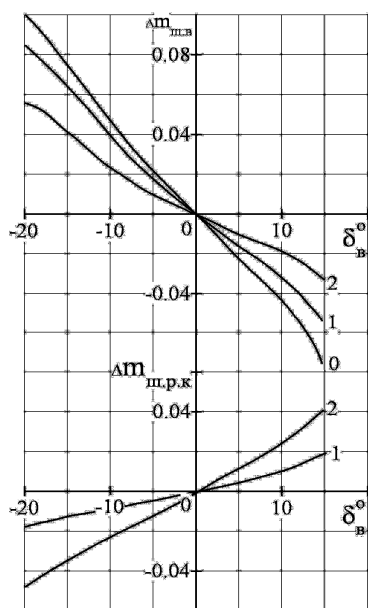


Рис. 2.8. Приращение коэффициента шарнирного момента руля высоты от отклонения руля высоты и изменение приращения коэффициента шарнирного момента руля высоты от роговой аэродинамической компенсации по углу отклонения руля высоты (результаты испытаний объекта X МИХО):

0 – $\bar{S}_{р.к.в} = 0$; 1 – $\bar{S}_{р.к.в} = 0,045$; 2 – $\bar{S}_{р.к.в} = 0,075$

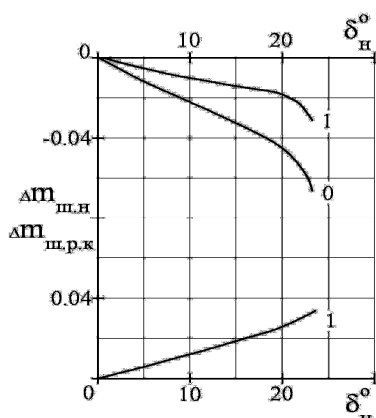


Рис. 2.9. Приращение коэффициента шарнирного момента руля направления от отклонения руля направления и изменение приращения коэффициента шарнирного момента руля направления от роговой аэродинамической компенсации по углу отклонения руля направления (результаты испытаний объекта I МИХО):

0 – $\bar{S}_{р.к.н} = 0$; 1 – $\bar{S}_{р.к.н} = 0,05$

По графикам зависимостей $\Delta m_{ш.р.к.в} = f(\delta_в)$, $\Delta m_{ш.р.к.н} = f(\delta_н)$ и $\Delta m_{ш.р.к.э} = f(\delta_э)$, показанных на рис. 2.7 – 2.10, были определены значения частных производных $\Delta m_{ш.р.к.в}^{\delta_в}$, $\Delta m_{ш.р.к.н}^{\delta_н}$ и $\Delta m_{ш.р.к.э}^{\delta_э}$. Результаты этого определения показаны на рис. 2.11, там же рисунке показана и осредненная эмпирическая зависимость, заимствованная из работы [3].

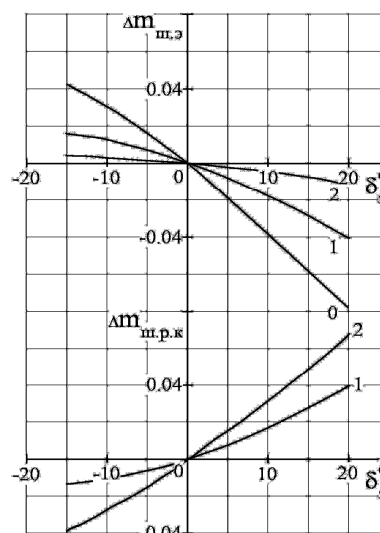


Рис. 2.10. Приращение коэффициента шарнирного момента элерона от отклонения элерона и изменение приращения коэффициента шарнирного момента элерона от роговой аэродинамической компенсации по углу отклонения элерона (результаты испытаний объекта IX МОК):

0 – $\bar{S}_{р.к.э} = 0$; 1 – $\bar{S}_{р.к.э} = 0,04$; 2 – $\bar{S}_{р.к.э} = 0,06$

Из рис. 2.11 следует, что зависимость частной производной $m_{ш.р.к}^{\delta}$ от относительной площади роговой аэродинамической компенсации $\bar{S}_{р.к}$ в случае обычных (нечелевых) органов управления может быть описана следующей приближенной эмпирической формулой:

$$m_{ш.р.к}^{\delta} = 0,022 \bar{S}_{р.к} + 0,1 \bar{S}_{р.к}^2. \quad (6)$$

В случае щелевых элеронов эмпирический коэффициент 0,1 следует увеличить до 0,4. Результаты расчета по формуле (6) показаны на рис. 2.11.

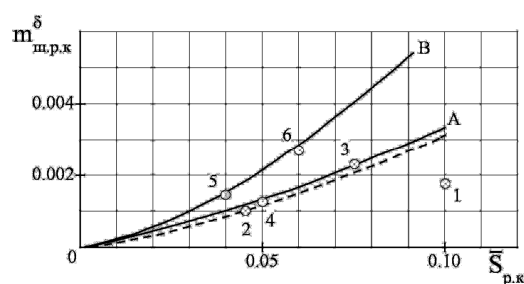


Рис. 2.11. Частная производная $m_{ш.р.к}^{\delta}$ при различных значениях относительной площади роговой аэродинамической компенсации органа управления:

— А – расчет для РВ, РН;

— В – расчет для щелевого ЭЛ;

— — осредненная эмпирическая зависимость [3];

1 – I МИХО, $\bar{S}_{р.к.в} = 0,1$; 2 – X МИХО, $\bar{S}_{р.к.в} = 0,045$;

3 – X МИХО, $\bar{S}_{р.к.в} = 0,075$; 4 – I МИХО, $\bar{S}_{р.к.н} = 0,05$;

5 – IX МОК, $\bar{S}_{р.к.э} = 0,04$; 6 – IX МОК, $\bar{S}_{р.к.э} = 0,06$

3. Сервокомпенсация

Эффективность сервокомпенсации определяется изменением шарнирного момента органа управления $\Delta m_{ш.с}$, вызванным отклонением сервоповерхности на угол τ_c . Это изменение зависит, главным образом, от величины относительной площади сервоповерхности $\bar{S}_c$. Ввиду отсутствия в литературе других данных проанализируем зависимости $\Delta m_{ш.с} = f(\tau_c, \bar{S}_c)$, полученные при испытаниях объектов I МИХО, IV НИХО, V ПМС, XI МКПК и XII МЭЧК (МКПК – модель консоли полукрыла, МЭЧК – модель элеронной части крыла). Основные сведения об этих объектах приведены в табл. 3.

На рис. 3.1 показаны изменения шарнирных моментов органов управления, вызванные отклонением сервоповерхностей на этих органах управления. Видно, что зависимости $\Delta m_{ш.с} = f(\tau_c)$ близки к линейным практически во всем исследованном диапазоне углов отклонения сервоповерхности ($\tau_{c\max} \approx \pm 20^\circ$). Определенные по графикам рис. 3.1 значения частных производных $m_{ш.с}^{\tau_c}$ показаны на рис. 3.2.

В работе [1] приводится эмпирическая формула для расчета частной производной $m_{ш.с}^{\tau_c}$, которую в принятых нами обозначениях можно записать следующим образом:

$$m_{ш.с}^{\tau_c} \approx -0,017 \frac{S_c}{S_{o,y}} \frac{b_{o,y_1}}{b_{o,y}} \sqrt{\frac{b_{o,y_1}}{b_c}}, \quad (7)$$

где b_{o,y_1} – средняя хорда той части органа управления, на которой расположена сервоповерхность; $b_{o,y}$ – средняя хорда всего органа управления; b_c – средняя хорда сервоповерхности.

Если осреднить приведенные в табл. 3 значения геометрических параметров $b_{o,y_1}/b_{o,y}$ и $b_{o,y_1}/b_c$ ($b_{o,y_1}/b_{o,y} = 1,07$; $b_{o,y_1}/b_c = 4,24$), то формула (7) примет вид

$$m_{ш.с}^{\tau_c} \approx -0,0374 \bar{S}_c, \quad (8)$$

где $\bar{S}_c = S_c/S_{o,y}$ – относительная площадь сервоповерхности.

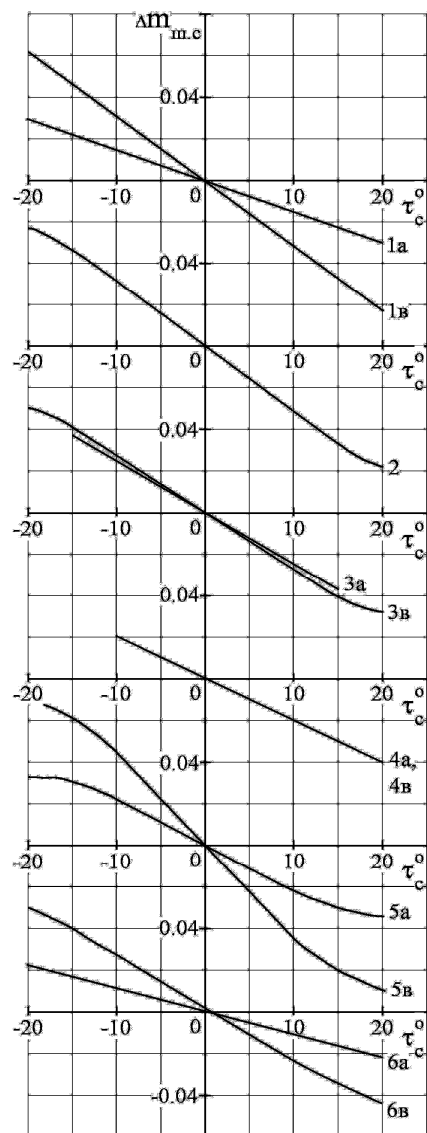


Рис. 3.1. Приращения коэффициентов шарнирных моментов органов управления от углов отклонения их сервоповерхностей:

- 1a – I МИХО, $\bar{S}_{с.в} = 0,06$; 1b – I МИХО, $\bar{S}_{с.в} = 0,13$;
 2 – I МИХО, $\bar{S}_{с.н} = 0,146$; 3a – IV НИХО, $\bar{S}_{с.н} = 0,063$;
 3b – IV НИХО, $\bar{S}_{с.в} = 0,103$; 4a – V ПМС, $\bar{S}_{с.н} = 0,057$;
 4b – V ПМС, $\bar{S}_{с.э} = 0,137$; 5a – XI МКПК, $\bar{S}_{с.э} = 0,08$;
 5b – XI МКПК, $\bar{S}_{с.э} = 0,19$; 6a – XII МЭЧК, $\bar{S}_{с.э} = 0,063$;
 6b – XII МЭЧК, $\bar{S}_{с.э} = 0,135$

Таблица 3

Основные сведения об объектах

Объект испытаний	I МИХО		IV НИХО		V ПМС		XI МКПК	XII МЭЧК
	Ia	Ib	IVa	IVb	Vb	Vc		
Орган управления	РВ	РН	РВ	РН	РН	ЭЛ	ЭЛ	ЭЛ
Угол схода	11°	11°	11°	11°	11°	18°	11°	18°
Относительная площадь сервоповерхности	0,06	0,146	0,103	0,063	0,067	0,137	0,08	0,063
	0,13						0,19	0,135
$b_{o,y_1} / b_{o,y}$	1,02	1,06	1,02	1,01	1,08	1,18	1,1	1,09
$b_{o,y_1} / b_c$	3,45	4,3	4,37	5,8	6,77	2,58	2,6	4,1

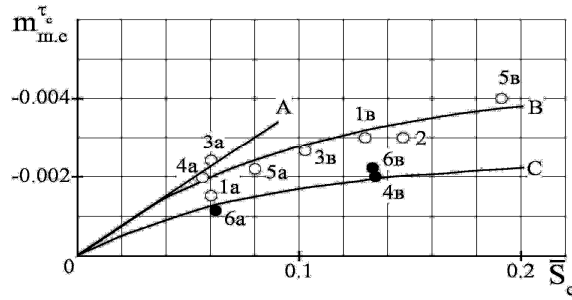


Рис. 3.2. Частная производная $m_{ш.с}^{\tau_c}$ при различных значениях относительной площади сервоповерхности органов управления:
 ○ ● – экспериментальные точки по данным рис. 3.1;
 — А – расчет по линейной формуле;
 — В – расчет по нелинейной формуле $\sigma = 11^\circ$;
 — С – расчет по нелинейной формуле $\sigma = 18^\circ$

Результат расчета по приближенной формуле (8) представлен на рис. 3.2 прямой А. Видно, что он совпадает с результатами испытаний обычных органов управления с малыми значениями угла схода σ при малых значениях относительной площади сервоповерхности $\bar{S}_c$. Сходимость с экспериментом в более широком диапазоне значений параметра $\bar{S}_c$ дает следующая эмпирическая формула:

$$m_{ш.с}^{\tau_c} \approx -0,0374 \bar{S}_c + 0,1 \bar{S}_c^2. \quad (9)$$

Результат расчета по этой формуле представлен на рис. 3.2. кривой В.

Эксперимент показал, что величина производной $m_{ш.с}^{\tau_c}$ существенно зависит от угла схода σ . Для органов управления, угол схода у которых отличается от 11° , можно предложить следующую эмпирическую формулу

$$m_{ш.с}^{\tau_c} = \frac{11^\circ}{\sigma} (-0,0374 \bar{S}_c + 0,1 \bar{S}_c^2). \quad (10)$$

Результат расчета по этой формуле для испытаний на объектах XII МЭЧК и V ПМС органах управления с углом схода $\sigma \approx 18^\circ$, представлен на рис. 3.2 кривой С.

Заключение

1. На основе анализа новых экспериментальных данных уточнены известные и разработаны новые эмпирические формулы для приближенного расчета частных производных коэффициентов шарнирных моментов органов управления с осевой, роговой и серво-компенсациями по углам атаки (скольжения) стабилизирующих поверхностей и углам отклонения органов управления и их сервоповерхностей.

Для обычных (нешелевых) органов управления эти формулы имеют вид:

– в случае осевой аэродинамической компенсации:

$$m_{ш.о.к}^{\alpha^*} = -0,18 \bar{S}_{о.у} (1 - 3 \bar{S}_{о.к}) C_y^{\alpha^*};$$

$$m_{ш.и.е}^{\delta} = -0,1 \bar{S}_{и.о} (1 - 4,5 \bar{S}_{и.е}^{3/2}) \tilde{N}_0^{\alpha^*};$$

– в случае роговой аэродинамической компенсации:

$$m_{ш.р.к}^{\alpha^*} = 0,037 \bar{S}_{р.к} + 0,1 \bar{S}_{р.к}^2;$$

$$m_{ш.р.к}^{\delta} = 0,022 \bar{S}_{р.к} + 0,1 \bar{S}_{р.к}^2;$$

– в случае сервокомпенсации:

$$m_{ш.с}^{\tau_c} \approx -0,0374 \bar{S}_c + 0,1 \bar{S}_c^2.$$

Для щелевых органов управления (элеронов) некоторые из этих формул принимают другой вид:

$$m_{ш.о.к}^{\alpha^*} = -0,3 \bar{S}_{о.у} (1 - 3 \bar{S}_{о.к}) C_y^{\alpha^*};$$

$$m_{ш.р.к}^{\alpha^*} = 0,037 \bar{S}_{р.к} + 0,6 \bar{S}_{р.к}^2;$$

$$m_{ш.р.к}^{\delta} = 0,022 \bar{S}_{р.к} + 0,4 \bar{S}_{р.к}^2.$$

Приведенные выше формулы применимы для органов управления с величиной угла схода σ их хвостиков не более 11° .

2. В случае осевой аэродинамической компенсации формула для частной производной $m_{ш.о.к}^{\alpha^*}$ применима для расчета линейной части зависимости $m_{ш.о.к}^{\alpha^*} = f(\alpha^*)$ до угла α^* , при котором зависимость коэффициента подъемной (боковой) силы несущей поверхности от угла атаки (скольжения) становится нелинейной. Нелинейную часть зависимости $m_{ш.о.к}^{\alpha^*} = f(\alpha^*)$ в области больших значений угла α^* можно построить, ориентируясь на приращение коэффициента $m_{ш.о.к}^{\alpha^*}$ к его линейному значению при угле атаки, соответствующем максимуму подъемной (боковой) силы несущей поверхности ($\Delta m_{ш.с} \approx 0,04$). В случае осевой аэродинамической компенсации формула для частной производной $m_{ш.о.к}^{\delta}$ применима для расчета линейной части зависимости $m_{ш.о.к}^{\delta} = f(\delta)$ до угла δ , при котором зависимость коэффициента подъемной (боковой) силы несущей поверхности от угла отклонения органа управления становится нелинейной, если контур носка органа управления не выходит существенно за контур профиля несущей поверхности.

3. В случае роговой аэродинамической компенсации формулы, описывающие частные производные $m_{ш.р.к}^{\alpha^*}$ и $m_{ш.р.к}^{\delta}$, применимы для расчета зависимостей $m_{ш.р.к}^{\alpha^*} = f(\alpha^*)$ и $m_{ш.р.к}^{\delta} = f(\delta)$ вплоть до углов α^* и δ , которым соответствует начало нели-

нейности зависимостей коэффициента подъемной (боковой) силы несущей поверхности соответственно от углов α^* и δ .

4. В случае сервокомпенсации формула для частной производной $m_{\tau_s}^{\tau_s}$ применима для расчета зависимостей $m_{\tau_s} = f(\tau_s)$ до максимальных значений углов отклонения сервоповерхностей, обычно используемых на практике ($\tau_{s_{\max}} \approx \pm 20^\circ$).

5. Разработанные эмпирические формулы являются приближенными и могут использоваться лишь на этапе предварительного проектирования самолета, в частности, при оценке возможности применения безбустерной системы управления и при разработке моделей, предназначенных для определения шарнирных моментов органов управления в аэродинамических трубах.

Литература

1. Остославский И.В. *Аэродинамика самолета* / И.В. Остославский. – М.: Оборонгиз, 1957. – 560 с.
2. Петров К.П. *Аэродинамика элементов летательных аппаратов* / К.П. Петров. – М.: Машиностроение, 1985. – 272 с.
3. Hoerner S.F. *Fluid-dynamic lift: Practical information on aerodynamic and hydrodynamic lift* / S.F. Hoerner, H.V. Borst // *Research supported by the U.S. Navy; Brick Town, N.J., Hoerner Fluid Dynamics*, 1975. – 505 p.
4. Микеладзе В.Г. *Аэродинамика органов управления* / В.Г. Микеладзе // *Аэродинамика и динамика полета магистральных самолетов* / Под ред. Г.С. Бюшгенса. – Издательский отдел ЦАГИ – Издательство КНР. – Москва-Пекин, 1995. – С. 236-265.

Поступила в редакцию 1.12.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., главный научный сотрудник каф. 101 Ю.А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ“, Харьков, Украина.

ДО РОЗРАХУНКУ ХАРАКТЕРИСТИК ШАРНІРНИХ МОМЕНТІВ ОРГАНІВ КЕРУВАННЯ ТУРБОГВИНТОВИХ ЛІТАКІВ

В.П. Пустовойтов

Пропонуються розроблені на основі аналізу експериментальних даних емпіричні формули для розрахунку частинних похідних коефіцієнтів шарнірних моментів органів керування з осьовою, роговою і сервокомпенсаціями по кутах атаки (ковзання) стабілізуючих поверхонь і кутах відхилення органів керування та їх сервоповерхонь. Показуються границі лінійних ділянок характеристик шарнірних моментів, в межах яких ці формули можуть бути застосовані, подається наближений спосіб визначення характеристик шарнірних моментів на нелінійних ділянках.

Ключові слова: орган керування, осьова, рогова і серво- компенсація, відносна площа аеродинамічної компенсації, шарнірний момент, експериментальні дані, лінійна характеристика, емпірична формула.

THE CALCULATION OF HINGE MOMENT CHARACTERISTICS OF TURBOPROP AIRPLANE CONTROL SURFACES

V.P. Pustovoytov

Empirical formulas intended to calculate partial derivatives of hinge moment coefficients for aerodynamically balanced, horn-balanced or servo-balanced control surfaces with respect to angles of attack (sideslip) and angles of deflection of stabilizing surfaces and their servo balance tab surfaces are advanced based on experimental data analysis. Conditions for validity of these formulas are defined depending on angles of attack (sideslip) and angles of deflection of stabilizing surfaces and their servo balance tab surfaces. An approximate method is proposed to plot non-linear segments of the curve for the hinge moment coefficient of a control surface versus angle of attack (sideslip) of the stabilizing surface.

Key words: control surfaces, aerodynamic balance, horn- balance, servo- balance, aerodynamic balance area, hinge moment, experimental data, linear characteristic, empirical formula.

Пустовойтов Валентин Петрович – д-р техн. наук, заместитель начальника отделения аэродинамики Авиационного научно-технического комплекса им. О.К. Антонова, Киев, Украина.

УДК 629.735

Л.В. КАПИТАНОВА, А.Н. НАУМЕНКО

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***МОДЕЛИРОВАНИЕ ИЗМЕНЕНИЯ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТА ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ ЕГО МОДИФИКАЦИЙ**

Предложены модель и методика формирования взлетно-посадочных характеристик модификаций самолёта с увеличенной пассажировместимостью на основе анализа уравнения существования самолёта. Количественная оценка таких изменений проведена на примере регионального пассажирского самолёта. Рассмотрены его модификации по пассажировместимости при изменении площади крыла и мощности силовой установки с учетом влияния этих параметров на длину разбега и дистанцию прерванного взлета с одним отказавшим двигателем. Показано, что увеличение пассажировместимости этого самолёта на 10 – 12 человек требует увеличения площади крыла примерно на 6 м² по условию базирования таких модификаций на аэродромах, заявленных для базового варианта самолёта.

Ключевые слова: модификация самолёта, взлетно-посадочные характеристики, взлетно-посадочная полоса, длина разбега, длина пробега.

Введение

На современном этапе развития авиационной техники разработка модификаций является весьма распространенным и эффективным средством обеспечения конкурентоспособности самолетов транспортной категории. В процессе решения такой задачи неизбежно возникает вопрос удовлетворения требуемых взлетно-посадочных характеристик (ВПХ), поскольку у модифицированных самолетов, как правило, возрастает взлетная масса, удельная нагрузка на крыло и, как следствие, увеличивается длина разбега при взлете и пробега при посадке [1 – 3].

Решение проблемы обеспечения приемлемых ВПХ у модификаций с увеличенной взлетной массой начато в работах [4, 5]. В них решалась задача обеспечения взлетно-посадочных характеристик модификаций тяжелых транспортных самолетов с увеличенной массой на уровне их базового варианта. При этом было установлено, что увеличение стартовой тяговооруженности (t_0) способно обеспечить такое условие.

В настоящее время на воздушные линии Украины, Ирана и других стран выходят самолеты Ан-140 и Ан-148. В ближайшие 5–10 лет АНТК “Антонов” разрабатывает модификации этих самолетов, их взлетные массы возрастут на 15...20 %, что потребует увеличения их взлетно-посадочной дистанции на 350...600 м. Поэтому в данной работе решается задача формирования взлетно-посадочных характеристик регионального самолёта с двумя ТВД при разработке его модификаций с увеличенной пассажировместимостью.

Постановка задачи исследования

Разработка модификаций самолетов грузовой категории всегда ведется ради целенаправленного изменения его характеристики “груз–дальность” [2]:

$$m_{\text{кн}}^{\text{М}} = f(L^{\text{М}}), \quad (1)$$

где $m_{\text{кн}}^{\text{М}}$ – коммерческая нагрузка модификации;
 $L^{\text{М}}$ – дальность перевозимой нагрузки.

При этом коммерческая нагрузка модификации целенаправленно отличается от этого параметра у базового самолёта:

$$m_{\text{к.н}}^{\text{М}} = m_{\text{к.н}}^{\text{б}} \pm \Delta m_{\text{к.н}}, \quad (2)$$

где $m_{\text{к.н}}^{\text{б}}$ – коммерческая нагрузка базового варианта самолёта; $\Delta m_{\text{к.н}}$ – приращение (или уменьшение) коммерческой нагрузки у модифицированного самолёта).

Изменение величины коммерческой нагрузки у модификации ($m_{\text{к.н}}^{\text{М}}$) или дальности её перевозки ($L^{\text{М}}$), естественно, влечет за собой и увеличение взлетной массы самолёта

$$m_0^{\text{М}} = m_0^{\text{б}} + \chi_{\Delta} \Delta m_{\text{к.н}}, \quad (3)$$

где χ_{Δ} – коэффициент роста по условию $\Delta m_{\text{к.н}}$.

Как отмечалось в [1, 3], изменение взлетной массы ($m_0^{\text{М}}$) влечет за собой существенные изменения взлетно-посадочных параметров, таких, как длина разбега ($L_{\text{р}}$) и потребная длина ВПП ($L_{\text{ВПП}}$) (рис. 1).

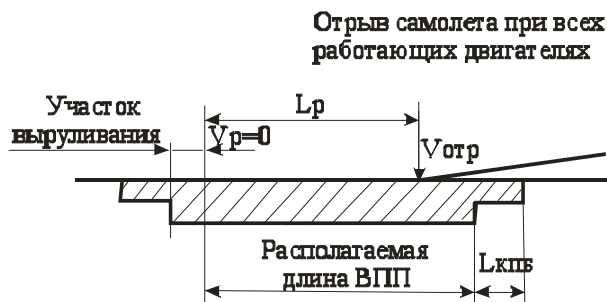


Рис. 1. Параметры разбега (L_p , $V_{отр}$) и располагаемой длины ($L_{ВПП}$) взлетно-посадочной полосы

Кардинальное решение возникающей при этом проблемы осуществляется, как правило, путем увеличения тяговооруженности ($\bar{t}_0$) или площади крыла (S^M) [2].

Поскольку влияние $\bar{t}_0$ на ВПХ модификаций исследовано в работе [5], то задачей данной статьи является установление зависимостей типа

$$L_p^M, L_{ВПП}^M = f(m_o^M, \Delta m_{к.н}^M, S^M) \quad (4)$$

и выявление приемлемых соотношений для этих параметров при условии базирования модификаций на аэродромах, заявляемых для базового самолета.

Решение поставленной задачи

Решение такой задачи осуществимо в рамках анализа уравнения существования самолета:

$$\sum \bar{m}_i = 1, \quad (5)$$

где $\sum \bar{m}_i$ ($\bar{m}_i \in \{\bar{m}_{кон}, \bar{m}_{сy}, \bar{m}_T, \bar{m}_{к.н}\}$) – относительные массы конструкции, силовой установки, топлива и массы коммерческой нагрузки.

При этом обеспечиваются условия

$$\bar{m}_i = f(m_o, P_i), \quad (6)$$

где P_i – совокупность других определяющих параметров, среди которых выступают и такие взлетно-посадочные характеристики, как длина разбега (L_p), длина пробега ($L_{пр}$) и потребная длина взлетно-посадочной полосы ($L_{ВПП}$).

Значения относительных величин, входящих в выражение (6), согласно данным работы [3] можно представить в следующем виде:

– относительная масса конструкции

$$\bar{m}_{кон} = n_p \left(0,005 \sqrt[3]{m_o} + \frac{0,082}{\sqrt[3]{m_o}} \right) + 0,061, \quad (7)$$

где m_o – взлетная масса самолета; n_p – расчетная перегрузка;

– относительная масса силовой установки

$$\bar{m}_{с.у} = k_{с.у} \gamma_{дв} \bar{t}_0, \quad (8)$$

где $\gamma_{дв}$ – удельный вес двигателя; $\bar{t}_0$ – стартовая тяговооруженность самолета; $k_{с.у}$ – коэффициент, показывающий, во сколько раз масса силовой установки превышает массу двигателя;

– дальность полета

$$L = \frac{k V_{крейс}}{C_R} \ln \frac{1}{1 - \bar{m}_T}, \quad (9)$$

где C_R – расход топлива; k – аэродинамическое качество; $V_{крейс}$ – крейсерская скорость полета;

– масса коммерческой нагрузки

$$m_{к.н}^M = m_{к.н}^6 + \Delta m_{доп}, \quad (10)$$

где $m_{к.н}^6$, $m_{к.н}^M$ – коммерческая нагрузка базового (б) самолета и его модификации (м).

Система уравнений (3), (5) – (10) по существу является массовой моделью и базового самолета, и его модификаций.

В этой модели взлетная масса m_o играет роль основного «связующего» параметра. Конкретное наполнение зависимостей типа (6)–(9) определяется, в основном, типом самолета и традициями, сложившимися в конкретном ОКБ.

Одной из составляющих взлетно-посадочных характеристик самолета является длина его разбега L_p при взлете. В работе [5] получено

$$L_p = \frac{V_{отр}^2}{2g \left(K_1 \bar{t}_0 - f_k - \frac{\rho_0 C_{хр} S}{6m_o} V_{отр}^2 \right)}, \quad (11)$$

где K_1 – коэффициент, учитывающий падение тяги двигателей по скорости и потери в воздухозаборниках (при стандартной атмосфере $T = +30^\circ \text{C}$, $p = 730 \text{ мм рт. ст.}$ $K_1 \approx 0,813 \dots 0,9$); f_k – коэффициент трения качения $0,02 \leq f_k \leq 0,08$ (0,02 – по сухому бетону, 0,04 – по твердому грунту); g – ускорение свободного падения; $C_{хр}$ – коэффициент аэродинамического сопротивления при разбеге.

При этом скорость отрыва $V_{отр}$, входящая в выражение (11), определяется соотношением

$$V_{отр} = \sqrt{\frac{2m_o}{\rho C_{yотр} S}}, \quad (12)$$

где S – площадь крыла; ρ – плотность воздуха;

$C_{yотр}$ – коэффициент подъемной силы при разбеге в точке отрыва самолета от ВПП;

Таким образом, имеем систему уравнений (5) – (12), в которой один из основных параметров

взлетно-посадочных характеристик длина разбега L_p взаимосвязана с массовыми характеристиками как базового самолета, так и его модификаций, и которая позволяет осуществить анализ, предусмотренный выражением (4).

Пример такого исследования реализуем на основе данных, присущих региональному пассажирскому самолету [6] (табл. 1).

С учетом таких параметров базового самолета рассматриваются его модификации:

- по пассажировместимости – 52 – 60 чел;
- по площади крыла – $56,36 \text{ м}^2$ – 65 м^2 ;
- по мощности силовой установки – 2500–2900 л.с.

На основе системы уравнений (5) – (12) проанализируем особенности, возникающие при изменении взлетно-посадочных характеристик модификаций самолета рассматриваемого типа.

Определение L_p (11) показывает, что при модификации регионального самолета (с неизменной площадью крыла и мощностью двигателей) увеличение числа пассажиров с 52 до 56 приводит к увеличению разбега перед взлетом с 830 м до 900 м, а взлетная дистанция при отказе одного из двигателей возрастает с 1450 м до 1620 м, что является неприемлемым по условию базирования таких модификаций самолетов на аэродромах третьего класса [6].

Чтобы не осуществлять перевод рассматриваемых модификаций на аэродромы второго класса, следует проанализировать их ВПХ при одновременном изменении и пассажировместимости $n_{\text{пас}}$, и площади крыла S при сохранении мощности силовой установки базового варианта ($N_{oi} = 2500$ л.с.).

Таблица 1

Принятые параметры базового варианта пассажирского самолета

Исходный параметр	Величина и размерность
Взлетная масса	19300 кг
Площадь крыла	$56,63 \text{ м}^2$
Двигатель	2ТВД Pratt Whitney CanadaPW127A
Мощность двигателя	2900 л.с.
Двигатель	2ТВД EB3-117BMA
Мощность двигателя	2500 л.с.
Удельный расход топлива	$0,206 \text{ кг}/(\text{эл.с.ч})$
Крейсерская скорость	575 км/ч
Дальность полета	3700 км
Коммерческая нагрузка	52 пассажира или 6000 кг груза

Для такого семейства модификаций изменение их взлетно-посадочных характеристик представлено в табл. 2, где переменными исходными параметрами являются $n_{\text{пас}} = 52 \dots 60$ и площадь крыла $S = 56,4 \dots 66 \text{ м}^2$.

Определяемыми величинами, естественно, выступают длины разбега L_p и взлетно-посадочной полосы $L_{\text{ВПП}}$. При этом следует отметить, что величина $L_{\text{ВПП}}$ определялась [5] по дистанции прерванного взлета при одном отказавшем двигателе.

Из приведенных данных в табл. 2 следует, что при увеличении числа пассажиров с 52 до 56 чел. для сохранения длины разбега, равной 830 м, нужно увеличить площадь крыла с $56,4$ до $61,2 \text{ м}^2$, а при числе пассажиров 60 чел. – площадь крыла должна

Таблица 2

Расчетные значения ВПХ модификаций самолета с двумя ТВД при изменении их пассажировместимости $n_{\text{пас}}$ и площади крыла S при $N_{\text{с.у.}} = 2500$ л.с.

$n_{\text{пас}} = 52$					
$S, \text{ м}^2$	56,4	58	60	62	66
$m_0, \text{ кг}$	19290	19460	19670	19875	20277
$L_p, \text{ м}$	843	834	823	813	795
$L_{\text{ВПП}}, \text{ м}$	1476	1474	1472	1471	1473
$n_{\text{пас}} = 56$					
$m_0, \text{ кг}$	19946	20120	20334	20544	20954
$L_p, \text{ м}$	913	903	891	880	860
$L_{\text{ВПП}}, \text{ м}$	1656	1655	1655	1656	1663
$n_{\text{пас}} = 60$					
$m_0, \text{ кг}$	20589	20767	20986	21201	21620
$L_p, \text{ м}$	985	975	962	950	926
$L_{\text{ВПП}}, \text{ м}$	1868	1869	1872	1877	1890

возрасти до 65,5 м². Удержание взлетной дистанции 1450 м при отказе одного из двигателей при числе пассажиров 56 чел. требует увеличения площади крыла до 63,7 м², а при 60 пассажирах – до 70 м².

Как видим, путь обеспечения приемлемых ВПХ через изменение площади крыла приводит к некоторым положительным результатам, т.е. уменьшенного L_p^M и $L_{ВПП}^M$, однако он требует проведения существенных изменений в крыле, в особенности затрат в процессе его производства.

Наиболее радикальным путем обеспечения требуемых взлетно-посадочных характеристик при разработке модификации с увеличенной пассажи-

ровместимостью является изменение мощности её силовой установки ($N_{л.с.}$).

Достижимые взлетно-посадочные характеристики таких модификаций представлены в табл. 3.

Как видим, при проектировании модификаций с увеличенной пассажировместимостью и увеличенной мощностью силовой установки, сохранение неизменными $L_{ВПП}$ и L_p (с неизменной площадью крыла) можно обеспечить при $N = 2700$ и 3000 л.с. Однако такой путь достижения требуемых ВПХ обойдется увеличением взлетной массы самолета в первом случае почти на 1 т, а во втором – на 2 т при сохранении дальности полета базового варианта.

Таблица 3

Расчетные значения ВПХ модификаций самолета с двумя ТВД при одновременном изменении площади их крыльев ($S=56,4...64$ м²), мощности силовой установки ($N = 2500...2900$ л.с.) и пассажировместимости ($n_{пас} = 52...60$)

$n_{пас} = 52$					
$S, м^2$	56,4	58	60	62	64
$N_{oi}, л.с.$	2500	2600	2700	2800	2900
$m_0, кг$	19290	19614	19978	20342	20704
$L_p, м$	843	795	774	755	738
$L_{ВПП}, м$	1476	1322	1261	1209	1164
$n_{пас} = 56$					
$m_0, кг$	19946	20271	20639	21004	20692
$L_p, м$	913	872	835	804	771
$L_{ВПП}, м$	1656	1539	1447	1369	1380
$n_{пас} = 60$					
$m_0, кг$	20589	20917	21287	21654	22020
$L_p, м$	985	940	899	862	828
$L_{ВПП}, м$	1868	1719	1606	1510	1427

Как видим, в случае осуществления наиболее глубоких модификационных преобразований, связанных с одновременным изменением пассажировместимости $n_{пас}$, площади крыла S и мощности силовой установки N , можно добиться не только стабилизации взлетно-посадочных характеристик, как это имеет место при $S = 58$ м² и $N = 2600$ л.с. для $n_{пас} = 60$, но и обеспечить целенаправленное изменение характеристик „груз-дальность” модификаций регионального самолета с двумя ТВД при сохранении ВПХ, присущих базовому варианту.

Выводы

В работе предложены расчетные модели и методика формирования взлетно-посадочных характеристик модификаций региональных самолетов при увеличении их пассажировместимости.

Оценка ВПХ осуществлена на основе анализа уравнения существования с учетом измене-

ния взлетной массы, площади крыла и мощности силовой установки рассмотренных модификаций. Из результатов, полученных в работе, вытекает, что при формировании ВПХ модификаций на уровне базового самолета необходимо площадь крыла увеличить с 56,4 м² до 61,2 м² (при сохранении мощности базовой силовой установки) или при неизменной площади крыла увеличить мощность силовой установки до 3000 л.с., что приведет к увеличению взлетной массы самолета в первом случае до 1 т, а во втором – почти на 2 т при сохранении дальности полета, присущей базовому варианту.

Таким образом, предложенная расчетная модель позволяет не только выполнить анализ, но и сформировать ВПХ модификаций самолета по условиям их базирования на заявленных аэродромах.

Литература

1. Основы общего проектирования самолетов с газотурбинными двигателями: учеб. пособие. Ч. 1 /

П.В. Балабуев, С.А. Бычков, А.Г. Гребеников и др. – Х.: НАКУ "ХАИ", 2003. – 454 с.

2. Шейнин В.М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов / В.М. Шейнин, В.И. Козловский. – М.: Машиностроение, 1984. – 525 с.

3. Проектирование самолетов / под ред. С.М. Егера, 3-е изд. перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.

4. Капитанова Л.В. Анализ изменения основных параметров самолетных модификаций с фиксированной длиной их пробега при посадке / Л.В. Капитанова // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппа-

ратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского "ХАИ". – Х.: НАКУ "ХАИ", 2006. – Вып. 3(46). – С. 53-59.

5. Капитанова Л.В. Формирование потребной тяговооруженности модификаций тяжелых самолетов транспортной категории с учетом ограничений по условиям их базирования / Л.В. Капитанова, Ю.В. Бабенко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 3 (39). – С. 27-33.

6. Самолет Ан-140. Стандартная спецификация: учебник / П.В. Балабуев, А.Г. Гребеников, П.А. Ключев и др. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", 2004. – 260 с.

Поступила в редакцию: 10.11.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры проектирования самолетов и вертолетов В.И. Рябков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского „ХАИ”, Харьков, Украина.

МОДЕЛЮВАННЯ ЗМІНИ ЗЛІТНО-ПОСАДОЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАКА ПРИ ПРОЕКТУВАННІ ЙОГО МОДИФІКАЦІЙ

Л.В. Капітанова, О.М. Науменко

Запропоновано модель і методика формування злітно-посадочних характеристик модифікацій літака зі збільшеною пасажиромісністю на основі аналізу рівняння існування літака. Кількісна оцінка таких змін зроблена на прикладі регіонального літака. Розглянуто модифікації по пасажиромісності при зміні площі крила й потужності силової установки з урахуванням впливу цих параметрів на довжину розбігу й дистанцію перерваного зльоту з одним двигуном, що відмовив. Показано, що збільшення пасажиромісності цього літака на 10...12 чоловік вимагає збільшення площі крила приблизно на 6 м² за умовою базування таких модифікацій на аеродромах, що заявлені для базового варіанту літака.

Ключові слова: модифікація літака, злітно-посадочні характеристики, злітно-посадочна смуга, довжина розбігу, довжина пробігу.

MODELING OF AIRPLANE TAKE-OFF AND LANDING PERFORMANCE CHANGES AT DESIGNING ITS MODIFICATION

L.V. Kapitanova, A.N. Naumenko

Model and methodology of take-off run and required runway length forming at designing an airplane modification with increased take-off weight on the basis of airplane existence equation analysis taking into account simplified expression for take-off run determining are proposed. Quantitative estimation of these changes is carried out on the example of regional airliner modification. Modifications of passenger capacity taking into account changes of wing area and engine power taking into account these parameters impact to take-off run and aborted take-off distance with one engine inoperative are considered. It is shown that, passenger capacity increase of this airplane in 10...12 passengers requires the wing area increase approximately in 6 m² by condition of basing of such modifications on the stated airports.

Key words: airplane modification, take-off properties, runway, take-off length, landing length.

Капитанова Людмила Валерьевна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры проектирования самолетов и вертолетов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Науменко Александр Николаевич – студент самолетостроительного факультета Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.7.044

А.П. БРАГИН, А.П. МЕЛЬНИЧУК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОПЕРАЦИИ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОЙ ШТАМПОВКИ ПОДВИЖНОГО СФЕРИЧЕСКОГО СОЕДИНЕНИЯ ТРУБОПРОВОДОВ

Рассмотрены особенности технологических операций гидродинамической штамповки подвижного неразъемного сферического соединения трубопроводов воздушных систем ЛА. Сферическое шарнирное соединение состоит из двух элементов – наружного и внутреннего. Элементы соединения должны иметь сочленение по всей поверхности контакта, обеспечивающее возможность взаимного углового перемещения с плавным ходом и плотным прилеганием контактирующих поверхностей, обладающих строго сферической формой. Технологический процесс изготовления подвижного сферического соединения включает операции штамповки, штамповки-сборки и механической обработки. Для реализации операций гидродинамической штамповки необходим точный расчет технологических параметров процесса.

Ключевые слова: гидродинамическая штамповка, технологические операции, подвижное неразъемное сферическое соединение, трубопровод.

Введение

Способы гидродинамической штамповки применяются в высокотехнологических отраслях промышленности – авиационной, ракетно- и судостроительной. Главным достоинством способа является его простота, высокая энерговооруженность – до 100 кДж при достижении в формующей, не имеющей специальных уплотнений, камере давлений до 500 МПа [1, 2].

Применение технологических процессов гидродинамической штамповки позволило решить ряд производственных проблем в условиях опытного и серийного производства.

Наиболее освоенными, широко внедренными в производство и подкрепленными основательной

теоретической базой, являются технологические операции гидродинамической штамповки приварной арматуры особотонкостенного высокоресурсного трубопровода системы кондиционирования воздуха и противообледенительной системы самолетов [3].

Одним из вариантов подвижного неразъемного соединения трубопроводов воздушных систем ЛА является сферическое соединение (рис. 1), получаемое методом гидродинамической штамповки.

Подвижное неразъемное сферическое соединение трубопроводов

Сферические подвижные соединения (рис. 2) применяются в некоторых воздушных системах самолетов для соединения участков трубопроводов, где возможны небольшие отклонения осей, например, при вибрациях, колебаниях, деформациях, нагреве и т.п.

Элементы соединения: наружный 1, внутренний 2 должны иметь возможность взаимного отклонения на $5...10^\circ$ с плавным ходом и плотным прилеганием контактирующих поверхностей (рис. 3). Сочленяемые части трубопровода, как правило, имеют одинаковый диаметр.

Необходимым условием получения качественного соединения, отвечающего поставленным требованиям, является обеспечение строгой сферичности поверхности контакта элементов – отклонение от нее неизбежно приводит к заклиниванию соединения.

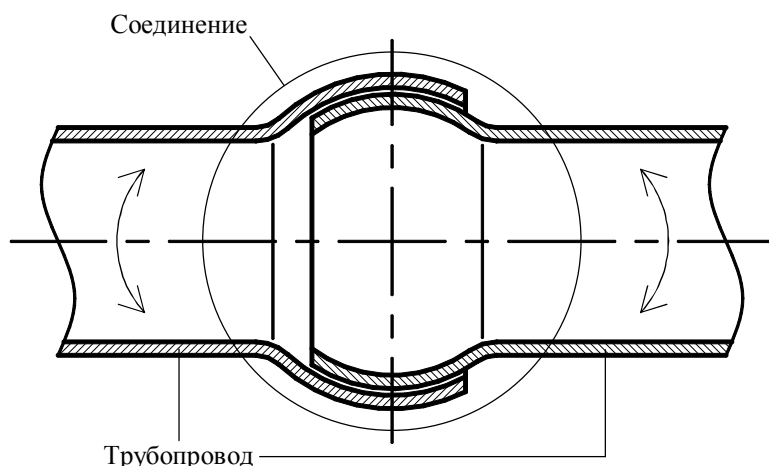


Рис. 1. Схема подвижного неразъемного сферического соединения трубопроводов



Рис. 2. Вид подвижного сферического соединения

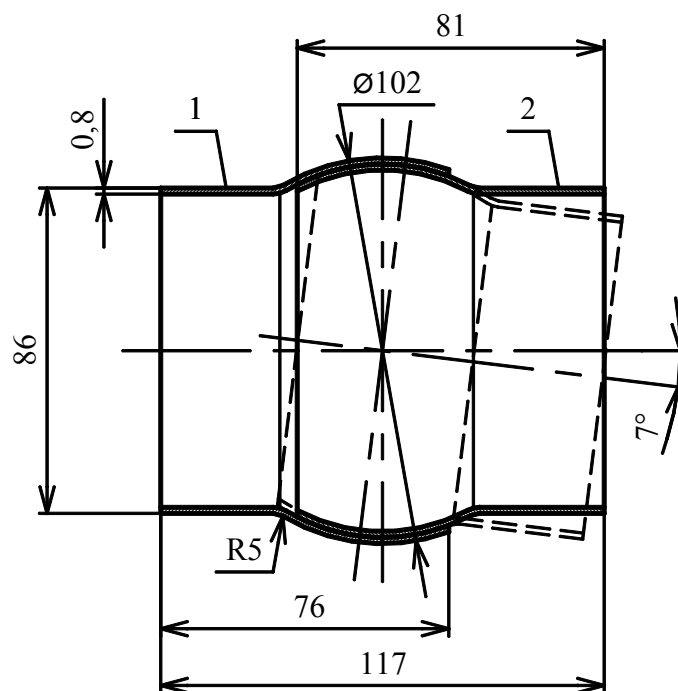


Рис. 3. Конструкция подвижного сферического соединения:
1 – наружный; 2 – внутренний элементы соединения

Технологические операции изготовления подвижного сферического соединения

Технологический процесс изготовления сферического шарнирного соединения включает операции штамповки, штамповки-сборки и механической обработки.

Операции штамповки и штамповки-сборки сферического соединения выполняют в двух матрицах (рис. 4). Штамп операции штамповки изображен на рис. 4, а, где давлением передающей среды диаметр заготовки наружного элемента увеличивается на двойную толщину ее стенки:

$$D_1 = D_0 + 2h, \quad (1)$$

где D_1 – диаметр заготовки наружного элемента после операции штамповки;

D_0 – наружный диаметр исходной заготовки;

h – толщина заготовки.

В широкой части матрицы диаметр ее полости равен величине D_1 , а в узкой части (у основания заготовки) соответствует D_0 .

В процессах гидродинамической штамповки в качестве передающей среды используется преимущественно вода, поэтому в полости заготовки дополнительно может размещаться эластичный элемент, предотвращающий затекание жидкости в заштамповую полость.

После операции штамповки заготовку извлекают из матрицы. На ее внутренней поверхности выполняют проточку (рис. 5) треугольного профиля

с острым углом у вершины и глубиной, примерно равной половине толщины стенки. В дальнейшем на ее месте будет торец наружного элемента. Чтобы обеспечить выполнение этого условия, проточку выполняют от места перегиба на расстоянии H , равном длине дуги L сферического участка готового наружного элемента в меридиональном сечении.

В дальнейшем технологический процесс осуществляется во втором штампе, который изображен на рис. 4, б. Наружный элемент с проточкой размещают в нижней полуматрице. Заготовку внутреннего элемента шарнира вставляют в наружный элемент до упора, после чего устанавливают верхнюю полуматрицу.

Собранный таким образом штамп устанавливают на пресс-пушку, и полость заполняют передающей средой (водой). При рабочем цикле давление передающей среды деформирует одновременно обе заготовки, выкладывая их на сферическую поверхность матрицы. Наружный элемент ложится на поверхность матрицы, при этом проточка с треугольным профилем закрывается, и внутренняя поверхность элемента образует гладкую сферическую поверхность. По этой поверхности как по матрице выкладывается внутренний элемент. Эта операция штамповки одновременно является и сборочной, поскольку из двух деталей образуется неразъемное соединение.

Отштампованный сферический шарнир извлекают из штампа. Он замкнут, так как технологический припуск наружного элемента облегал цилин-

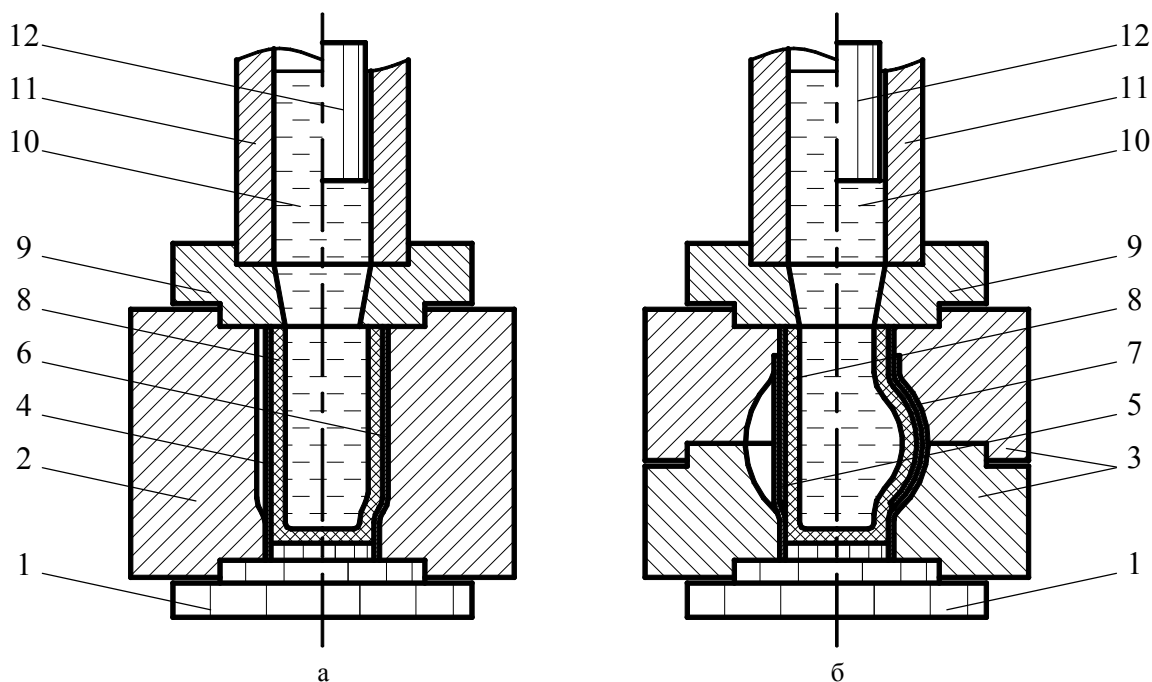


Рис. 4. Технологическая схема изготовления подвижного сферического соединения:
 а – первый переход – штамповка наружной оболочки; б – второй переход – совместная штамповка-сборка наружного и внутреннего элементов соединения;
 1 – опора; 2 – матрица; 3 – полуматрицы; 4 – заготовка наружного элемента; 5 – заготовка внутреннего элемента; 6 – заготовка после первой операции штамповки; 7 – заготовки после операции штамповки-сборки; 8 – эластичный герметизирующий стакан; 9 – соединительное кольцо; 10 – передающая среда (вода); 11 – переходник ствола; 12 – снаряд

дрическую поверхность внутреннего элемента. Поэтому участок наружного элемента, ограниченный треугольной проточкой, удаляют режущим инструментом. При этом наличие проточки гарантирует, что поверхность контакта не будет повреждена инструментом.

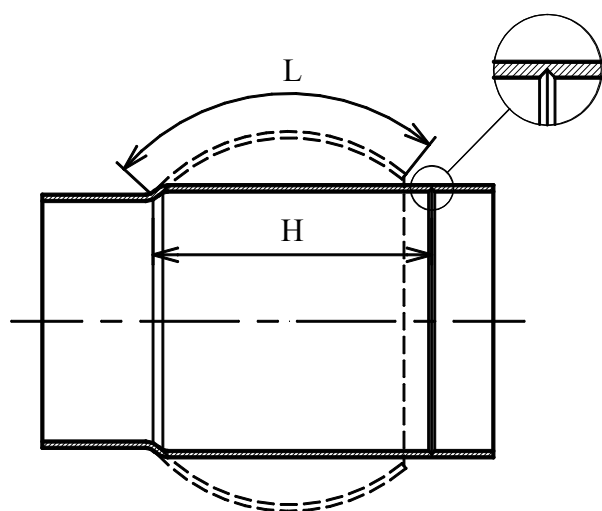


Рис. 5. Выполнение проточки на наружном элементе соединения

Размеры отделяемого технологического участка назначают, соблюдая следующие условия: торец

его не должен попадать в зону воздействия передающей среды, иначе в угол, образованный матрицей и торцом наружного элемента, будет проштамповываться внутренний элемент. Если это случится на сферической поверхности, то произойдет замыкание шарнира (неисправимый брак), а если на цилиндрической поверхности – то усложнится удаление технологического участка.

В случае необходимости улучшения герметичности данного типа соединения трубопроводов возможна установка уплотнительного кольцевого элемента между подвижными сферическими частями шарнира. Схема такого соединения представлена на рис. 6.

Технологический процесс изготовления соединения в этом исполнении несколько отличается от представленного выше и состоит из трех штамповочных операций: поочередная штамповка наружного и внутреннего элементов, совместная штамповка-сборка всех составляющих соединения – наружной и внутренней оболочки, а также уплотнительного кольца.

После каждой операции отштампованные элементы подвергаются механической обработке. На рис. 7 представлена схема технологического процесса изготовления подвижного сферического соединения с уплотнительным кольцом.

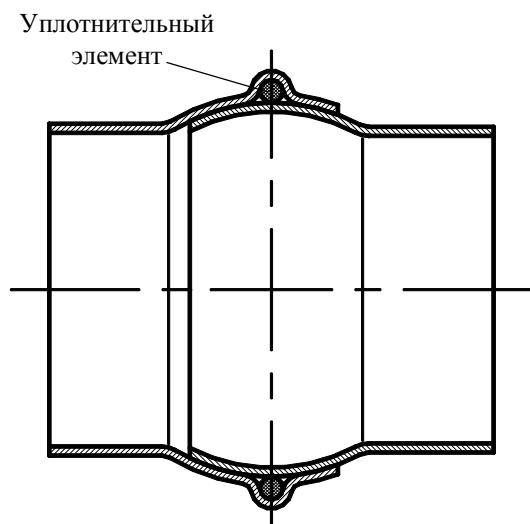


Рис. 6. Подвижное сферическое соединение с уплотнительным кольцевым элементом

Определение технологических параметров операций штамповки

Для осуществления операций гидродинамической штамповки необходимо выполнить расчет технологических параметров процесса на каждом этапе.

Определение параметров штамповки сводится к расчету основных составляющих процесса [3]:

- определение объема жидкости в гидравлической камере;
- определение величины требуемого давления жидкости в формующей камере;
- определение напряженно-деформированного состояния заготовки;
- определение работы сжатия жидкости и ра-

боты деформирования заготовки;

- определение потребной кинетической энергии снаряда и его дульной скорости.

В ряде работ представлены теоретические, инженерные и экспериментальные методики определения составляющих параметров процессов гидродинамической штамповки тонкостенных цилиндрических деталей [2 – 5].

В процессе нагружения жидкости при ударе снаряда происходит упругое ее сжатие и частичные потери через зазоры, что приводит к уменьшению объема жидкости в формующей камере. Жидкость, вытесняемая снарядом из переходника ствола в полость заготовки, приводит к увеличению внутреннего объема заготовки, т.е. ее деформированию.

Давление в жидкости зависит от степени ее сжатия. При гидродинамической штамповке нагружение жидкости в гидравлической камере производится летящим снарядом, который тормозится при контакте с ней, в результате чего кинетическая энергия снаряда преобразуется в потенциальную энергию сжатой жидкости.

Давление жидкости в формующей камере при ее сжатии может быть определено с помощью экспериментально полученных диаграмм или с использованием уравнения Тэга [3]:

$$p = B \left[\left(\frac{W_0}{W} \right)^n - 1 \right], \quad (2)$$

где W_0 и W – начальный и текущий (конечный) объемы жидкости;

В и n – эмпирические величины, по данным Бриджмена и Гибсона, для пресной воды – соответственно 29400 МПа и 7,47.

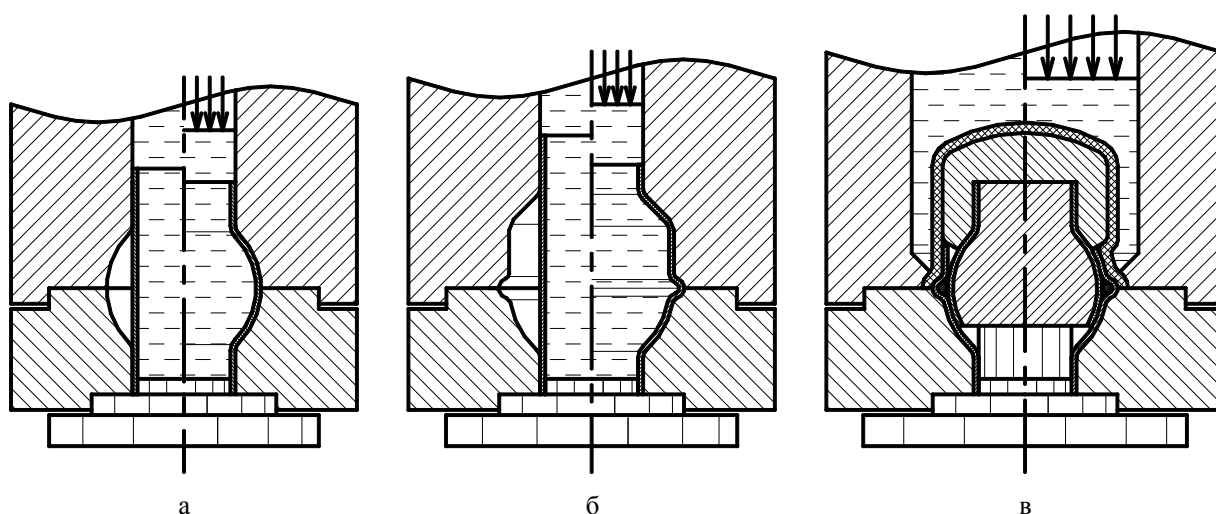


Рис. 7. Схема технологического процесса изготовления подвижного сферического соединения с уплотнительным кольцом:

- а – штамповка внутренней оболочки; б – штамповка наружной оболочки;
в – совместная штамповка-сборка наружного и внутреннего элементов соединения

Уравнение Тэта дает приемлемые результаты при давлении до 1200 МПа – в процессах гидродинамической штамповки реализуется давление до 500 МПа.

Деформирование тонкостенных цилиндрических заготовок описывается геометрическими и физическими нелинейными уравнениями теории тонких оболочек с использованием теории пластического течения с учетом изотропного упрочнения в динамической постановке.

Уравнения движения элемента оболочки в приращении с учетом инерционных сил в цилиндрической системе координат имеют вид [6]:

$$r h \rho \frac{d^2 r}{dt^2} = p r \sin \alpha + \frac{\partial}{\partial S} (N_s r \cos \alpha) - \frac{\partial}{\partial S} (Q r \sin \alpha) - N_\theta ; \quad (3)$$

$$r h \rho \frac{d^2 z}{dt^2} = p r \cos \alpha - \frac{\partial}{\partial S} (N_s r \sin \alpha) - \frac{\partial}{\partial S} (Q r \cos \alpha) ; \quad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial S} (M_s r) - M_\theta \cos \alpha - Q r = 0 , \quad (5)$$

где r, z – текущие эйлеровы координаты оболочки;

h – текущая толщина оболочки;

α – угол между нормалью к поверхности элемента оболочки и положительным направлением оси z ;

ρ – плотность материала;

S – длина дуги вдоль меридиана;

p – нормальное давление, действующее на оболочку;

Q – перерезывающая сила;

$N_s, N_\theta, M_s, M_\theta$ – продольные силы и изгибающие моменты (погонные) в меридиональном (вдоль образующей) и широтном (окружном) направлениях.

Затрачиваемая на процесс деформирования заготовки работа определяется выражением

$$A_{\text{деф}} = \int \int_V \sigma_i \dot{\epsilon}_i dt dV , \quad (6)$$

где V – объем деформируемого участка заготовки;

t – продолжительность процесса деформирования;

σ_i – интенсивность напряжений;

$\dot{\epsilon}_i$ – скорость интенсивности деформаций.

На достижение необходимого давления жидкости затрачивается работа адиабатического ее сжатия, определяемая соотношением

$$A_{\text{сж}} = \int_{W_0}^W p dW , \quad (7)$$

где W_0 и W – начальный и конечный объемы жидкости;

p – давление жидкости в формующей камере.

Суммарная работа в гидравлической камере расходуется на сжатие жидкости, выполнение работы деформирования заготовки и разного рода энергетические потери, определяемые величиной КПД технологического узла [2, 3]:

$$A_\Sigma = \frac{A_{\text{деф}} + A_{\text{сж}}}{\eta_{\text{ту}}} , \quad (8)$$

где $\eta_{\text{ту}}$ – КПД технологического узла установки.

Реализованная в формующей камере суммарная работа равна кинетической энергии снаряда на дульном срезе ствола установки для гидродинамической штамповки

$$E_{\text{сн}} = \frac{m_{\text{сн}} v_d^2}{2} , \quad (9)$$

где $m_{\text{сн}}$ – масса снаряда;

v_d – дульная скорость снаряда на срезе ствола.

Заключение

Статья посвящена особенностям технологических операций изготовления подвижного неразъемного сферического соединения трубопроводов воздушных систем ЛА. Сферическое шарнирное соединение состоит из двух элементов – наружного и внутреннего. Представлена конструкция соединения для трубопровода Ø86 мм.

Элементы сферического соединения должны иметь сочленение по всей поверхности контакта, обеспечивающее возможность взаимного отклонения с плавным ходом и плотным прилеганием контактирующих поверхностей. Необходимым условием получения качественного соединения является обеспечение строго сферической поверхности контакта элементов.

Технологический процесс изготовления сферического шарнирного соединения включает операции штамповки, штамповки-сборки и механической обработки. Штамповку и штамповку-сборку сферического соединения выполняют в двух матрицах: в первой выполняется штамповка наружной оболочки, во второй – штамповочно-сборочная операция – совместная штамповка-сборка наружного и внутреннего элементов соединения, вставленных один в другой.

Также в статье представлена схема технологического процесса изготовления подвижного сферического соединения с уплотнительным кольцом.

Для реализации операций гидродинамической штамповки необходим точный расчет технологических параметров процесса, который заключается в определении: объема жидкости в гидравлической камере, величины потребного давления жидкости, напряженно-деформированного состояния заготов-

ки, работы сжатия жидкости и работы деформирования заготовки, потребной кинетической энергии снаряда и его дульной скорости.

Литература

1. Брагин А.П. Гидродинамическая штамповка на пресс-пушках, как одно из направлений импульсной обработки материалов давлением / А.П. Брагин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 11 (47). – С. 296-304.
2. Мацукин Ю.Г. Исследование гидродинамической штамповки на пресс-пушке: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Мацукин Юрий Григорович. – Х., 1966. – 223 с.
3. Мильченко Е.И. Исследование, разработка и внедрение технологических процессов изготовления высокоресурсного особотонкостенного титанового трубопровода воздушных систем ЛА: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Мильченко Евгений Иванович. – Х., 1981. – 149 с.

Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Мильченко Евгений Иванович. – Х., 1981. – 149 с.

4. Родько С.Я. Исследование, разработка и внедрение процессов гидродинамического формообразования тонколистовых деталей летательных аппаратов: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Родько Сергей Яковлевич. – Х., 1985. – 238 с.

5. Мельничук А.П. Моделирование технологических процессов гидродинамической штамповки законцовок трубопроводов воздушных систем летательных аппаратов: Дис. ... канд. техн. наук: 05.07.04 / Мельничук Александр Петрович. – Х., 2006. – 207 с.

6. Кривцов В.С. Особенности описания деформирования тонкостенных цилиндрических деталей при гидродинамической штамповке / В.С. Кривцов, А.П. Мельничук // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2001. – Вып. 25. – С. 28-34.

Поступила в редакцию: 11.11.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии производства летательных аппаратов М. Е. Тараненко, Национальный аэрокосмический университет «ХАИ», Харьков, Украина.

ТЕХНОЛОГІЧНІ ОПЕРАЦІЇ ГІДРОДИНАМІЧНОГО ШТАМПУВАННЯ РУХОМОГО СФЕРИЧНОГО З'ЄДНАННЯ ТРУБОПРОВІДІВ

О.П. Брагин, О.П. Мельничук

Розглянуто особливості технологічних операцій гідродинамічного штампування рухомого нероз'ємного сферичного з'єднання трубопроводів повітряних систем ЛА. Сферичне шарнірне з'єднання складається з двох елементів – зовнішнього і внутрішнього. Елементи з'єднання повинні мати контакт по всій поверхні, що забезпечує можливість взаємного кутового переміщення з плавним ходом і щільним приляганням контактуючих поверхонь, які повинні мати строго сферичну форму. Технологічний процес виготовлення рухомого сферичного з'єднання включає операції штампування, штампування-складання і механічної обробки. Для реалізації операцій гідродинамічного штампування необхідний точний розрахунок технологічних параметрів процесу.

Ключові слова: гідродинамічне штампування, технологічні операції, рухоме нероз'ємне сферичне з'єднання, трубопровід.

MANUFACTURING OPERATIONS OF HYDRODYNAMIC STAMPING FOR MOVABLE SPHERICAL JOINTS OF PIPELINES

A.P. Bragyn, A.P. Melnychuk

The peculiarities of manufacturing operations for hydrodynamic stamping of movable undetachable spherical joints of pipelines for aircraft air systems are considered. The spherical hinged joint consists of two elements – outer and inner. Connectable elements should have a whole-surface contact, which provides a possibility of mutual angular movement with smooth motion and dense contact of spherical surfaces. The process of spherical joint manufacturing includes the following operations: stamping, stamping-assembling and machining. Technological parameters of the process should be precisely calculated for realization of hydrodynamic stamping operations.

Key words: hydrodynamic stamping, manufacturing operations, movable undetachable spherical joint, pipeline.

Брагин Александр Павлович – канд. техн. наук, в.н.с. кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Мельничук Александр Петрович – канд. техн. наук, доцент кафедры технологии производства летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 621.7.044

В.В. ТРЕТЬЯК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ КЛАССИФИКАЦИОННОЙ ОБРАБОТКИ ДАННЫХ ДЛЯ ПРИНЯТИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ ПРИ ИЗГОТОВЛЕНИИ ДЕТАЛЕЙ ИМПУЛЬСНЫМИ СПОСОБАМИ ИЗ ПЛОСКОЙ ЗАГОТОВКИ

Рассмотрена математическая модель и блок-схема классификационной обработки данных для принятия технологических решений при изготовлении детали из плоской заготовки с помощью импульсных источников энергии. Представлены типовые схемы импульсных процессов. Представлена схема расчета числа переходов для деталей, изготавливаемых вытяжкой. Даны результаты классификационной обработки данных с помощью бинарного графа. Рассмотрена математическая модель для расчета деформационного поля. Представлено объектное описание структуры детали. Математическая модель детали представлена конструкторско-технологическими признаками, существенно влияющими на технологический процесс. Представленная схема выполнена в виде расчетной программы. Представлены результаты расчетов классификационной обработки для получения плоской детали за 1 переход.

Ключевые слова: импульсные технологические процессы, вытяжка листовых деталей, бинарный граф для расчета числа переходов, классификационная обработка данных.

Введение

Разнообразие источников энергии, технологических процессов и схем для импульсного деформирования заготовок позволяет успешно использовать их в различных областях техники.

В листовой штамповке импульсные методы применяются для выполнения операций вытяжки, пробивки, вырубки, местной формовки, обжима, отбортовки, зиговки, калибровки, сборки и др. Они также могут быть использованы для упрочнения, сварки металлов, очистки их от окалина, резки, клепки, прессования порошковых материалов, очистки лития и др.

Однако следует заметить, что импульсные методы призваны не заменить традиционные процессы, а расширить их технологические возможности для сложных деталей, изготавливаемых из высокопрочных материалов в условиях опытного и мелкосерийного производства.

Именно в таких условиях данный способ является экономически целесообразным, поскольку появляется возможность значительного упрощения оснастки, сокращения технологического цикла и улучшения культуры производства.

Однако сложность физических процессов, трудности разработки технологических процессов для новых типов деталей диктует необходимость использования новых подходов в принципах построения технологических процессов, а также необ-

ходимость подключения современных математических методов для формирования как маршрутной, так и операционной технологии.

Особенности описания импульсных процессов

В отличие от статических методов, при анализе которых основное внимание уделяется механике процесса пластической деформации, импульсные процессы необходимо рассматривать с особенностями превращения одного вида энергии в другой [1]. Обычно в основу классификации методов положены характеристики вида нагружения заготовки (рис. 1).

При этом для всех способов эпюра давления $P(\tau)$ существенно зависит от времени достижения максимального давления t , параметра пикового давления $P_{\max}$ и времени снижения давления в ϵ раз θ . Эти характеристики можно математически описать, рассчитать и соответственно представить картину поля распределения нагрузки по длине детали для каждой из представленных на рис. 1 схем.

На рис. 2 представлены типовые схемы основных операций для плоской заготовки. Каждая из представленных схем имеет свои характерные особенности и возможности с точки зрения реализации пластических свойств заготовки.

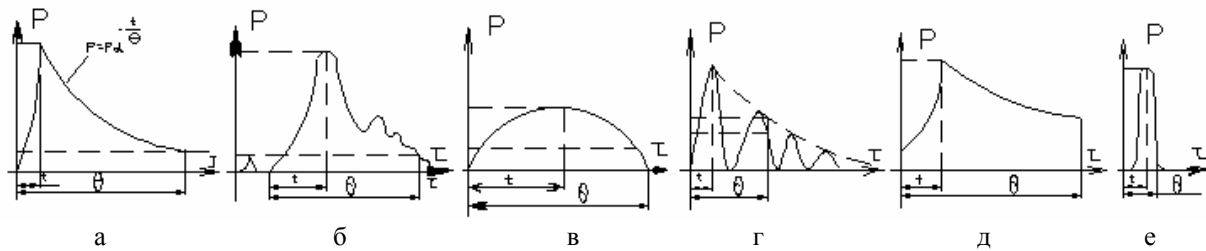


Рис. 1. Характеристика параметров нагружения для импульсных процессов:
 а – штамповка взрывом; б – электрогидравлическая штамповка; в – гидроударная штамповка;
 г – магнитно-импульсная штамповка; д – горение газовой смеси;
 е – термическое воздействие лазерного луча

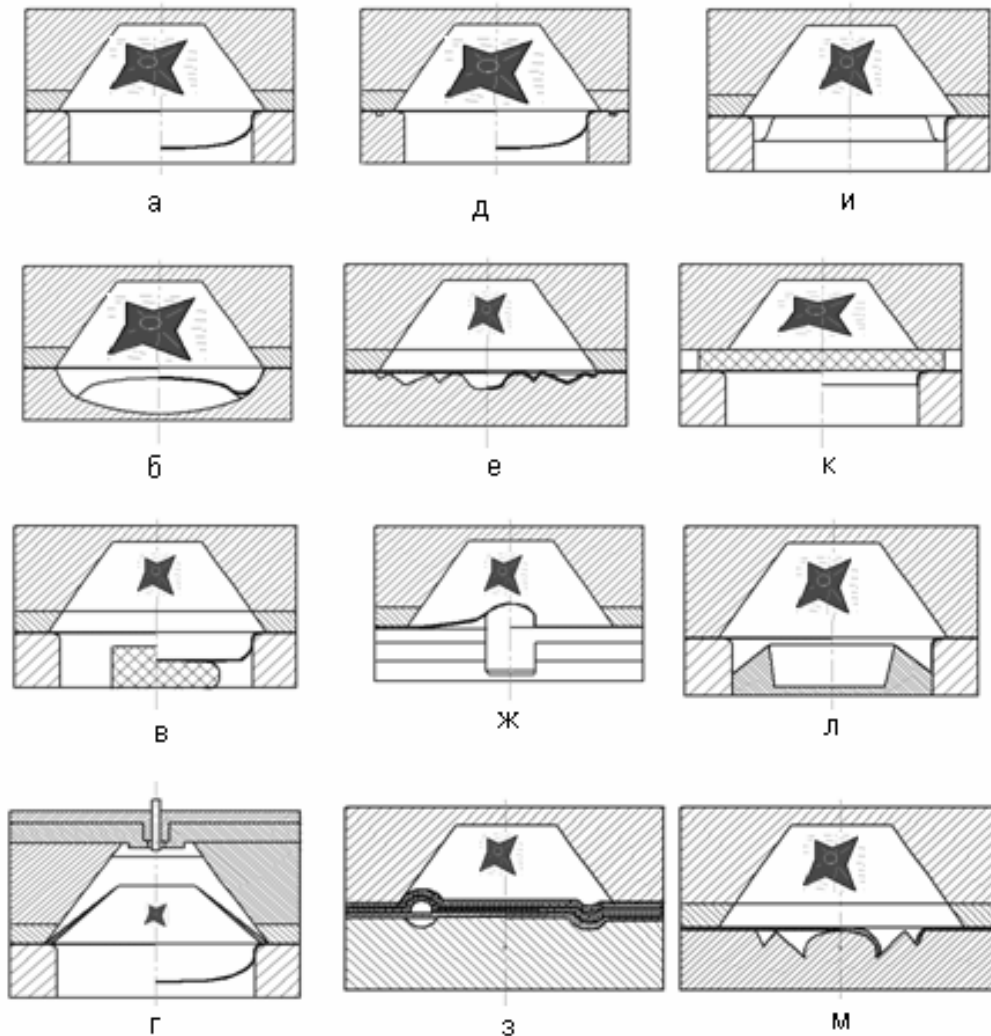


Рис. 2. Операции импульсной обработки плоских заготовок: а – прямая вытяжка;
 б, в – вытяжка с применением жестких пуансонов; г – вытяжка с радиальным подпором;
 д, е, ж, з – формовка; и, к, л, м – совмещение операций вытяжки, пробивки и отбортовки

Особенности описания математической модели листовой детали

Процесс преобразования заготовки из исходного в конечное состояние обусловлен следующими факторами: характером нагрузки, геометрией заготовки, ограничениями формирующих поверхностей

матрицы и физико-химическими свойствами деформируемого материала.

Геометрическая структура и преобразования заготовки диалектически взаимосвязаны, и в отличие от механообработки, здесь не может синтеза структуры из отдельных «элементарных технологических процессов», позволяющих вести обработку

отдельного элемента поверхности детали [2, 3].

Поэтому при описании геометрической структуры детали выделены лишь признаки, существенно влияющие на проектирование технологического процесса. На рис. 3 представлены наиболее существ-

венные конструкторско-технологические признаки листовой детали. Для выявления взаимосвязей эти признаки приведены к относительным параметрам относительно габаритного размера (табл. 1).

Таблица 1

Конструкторско-технологические признаки (КТП) листовой детали для определения числа переходов

№№	Наименование признака	Обозначение	Значение
1.	Относительная высота	$\bar{h}$	$\bar{h} = \frac{H}{D}$
2.	Габаритный размер	D	D
3.	Относительный диаметр дна	$\bar{d}_0$	$\bar{d}_0 = \frac{d_0}{D}$
4.	Относительный фланец	$\bar{b}_f$	$\bar{b}_f = \frac{B_f}{D}$
5.	Параметр пластичности	$\delta_p (\%)$	$\delta_p (\%)$
6.	Приведенный параметр пластичности	k	$k = \frac{\sigma_b - \sigma_s}{\sigma_b}$
7.	Относительная толщина	$\bar{t}$	$\bar{t} = \frac{t}{D}$
8.	Относительный внутренний прогиб	$\bar{f}$	$\bar{f} = \frac{f}{D}$
9.	Относительный нижний торцевой прогиб	$\bar{f}_1$	$\bar{f}_1 = \frac{f_1}{D}$
10.	Относительный верхний торцевой прогиб	$\bar{f}_2$	$\bar{f}_2 = \frac{f_2}{D}$
11.	Приведенный размер плоскости дна	$\bar{b}_0$	$\bar{b}_0 = \frac{B_0}{D - 2 \cdot B_f}$
12.	Угол наклона направляющей линии	α	α
13.	Тип материала	T _{мат}	T _{мат}
14.	Кривизна поверхности сопряжения 1	κ_1	$\kappa_1 = \frac{1}{R_1}$
15.	Кривизна поверхности сопряжения 2	κ_2	$\kappa_2 = \frac{1}{R_2}$
16.	Угол сопряжения поверхностей 1	α_1	α_1
17.	Угол сопряжения поверхностей 2	α_2	α_2
18.	Относительный рельефный прогиб	$\bar{f}_p$	$\bar{f}_p = \frac{f_p}{b_p}$
19.	Кривизна рельефного элемента	K _p	$K_p = \frac{1}{R_r}$
20.	Угол сопряжения рельефных поверхностей	α_p	α_p

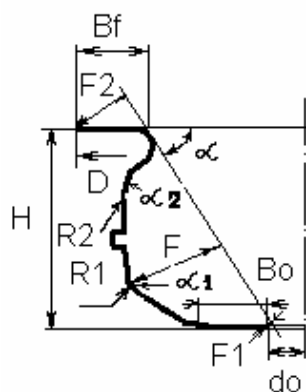


Рис. 3. Определение параметров листовой детали

Анализ сформированной выборки показал:

- за 1 переход изготавливается около 10 ... 15 % деталей,
- за 2 – 40 ... 50 %,
- за 3 – 15 ... 20 %,
- за 4 – 12 ... 15 %,
- за 5 – от 1 до 5 % (рис. 4.).

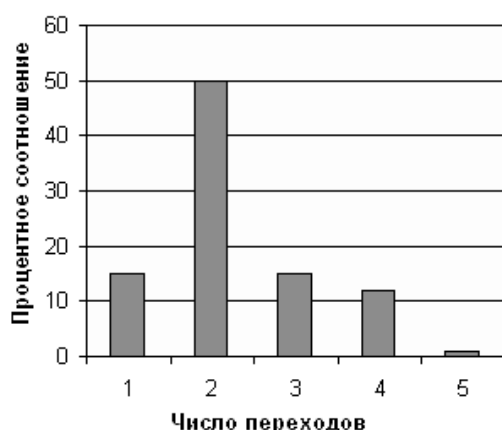


Рис. 4. Статистика данных исследуемой выборки по числу переходов

Для расчета числа переходов использован структурно-аналитический метод, позволяющий представлять решение в виде бинарного графа решений [4].

Математическая модель, представленная в виде

графа, имеет целый ряд преимуществ перед другими способами представления информации:

- имеется возможность работы с таблицей эмпирических данных, представленных различными типами шкал измерений (числовая, бинарная, порядка, наименований);
- бинарный граф является наиболее приемлемой формой предоставления информации для технологов и легко адаптируется к существующим САПР системам;
- решение носит наглядный и легко проверяемый характер;
- математическая модель для построения и представления бинарного графа легко реализуется в виде алгоритма и может быть реализована в виде программы.

На рис. 5 представлена блок-схема синтеза принимаемых решений.

На рис. 6 представлена разработанная параметрическая трехмерная модель листовой детали, и ее параметры описаны как объекты при построении изображения детали в современной САПР системе – учебной версии T-FLEX CAD.

По представленным в табл. 1 параметрам сформирована ТЭД (таблица эмпирических данных – обучающая выборка), построен и проанализирован бинарный граф для расчета числа переходов для плоской заготовки.

Фрагмент графа представлен на рис. 7.

На графе номера 1, 2, 3 ... соответствуют номерам вершин графа, а позиции K1, K2, K3 ... – номерам классов (в данном случае – число переходов).

На рис. 7, 8 представлены фрагмент рассчитанного бинарного графа и статистика вершин.

В табл. 2, 3 представлены диапазоны конструкторско-технологических признаков ТЭД и вершине для одного перехода.

По результатам, представленным в таблицах, можно оценить конструкторско-технологические признаки детали и принимать решение об их достоверности. Для проверки решения разработана математическая модель, позволяющая строить эпюру распределения деформаций для самого неблагоприятного случая, когда нагрузка прикладывается жестко и отсутствуют специальные приемы.

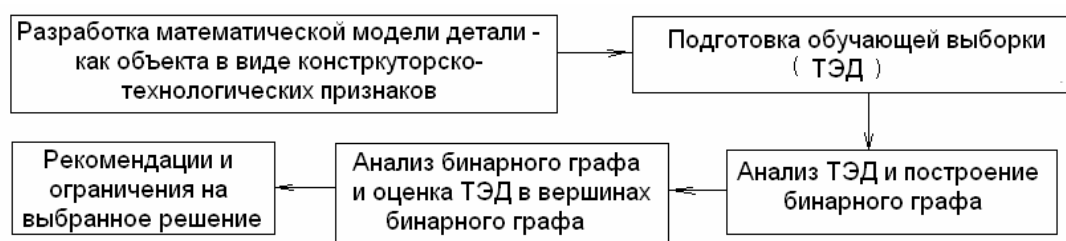
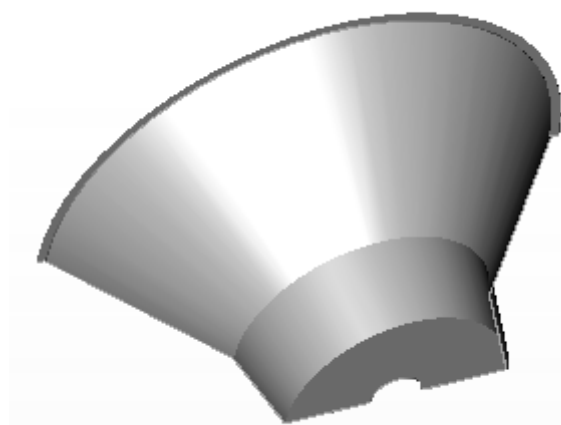


Рис. 5. Блок-схема синтеза и анализа принимаемых решений при использовании структурно-аналитического метода



l	0.386	bo	0.3282
D	920	alfa	25
do	0.1	Tmat	2
bf	0.0272	k1	0.1
delr	18	k2	0.1
k	0.4643	alfa1	180
t	0.0083	alfa2	180
r	0.1	rrel	0
r1	0	krel	0
r2	0	alfa rel	180

Рис. 6. Трехмерная параметрическая модель листовой детали и ее параметры

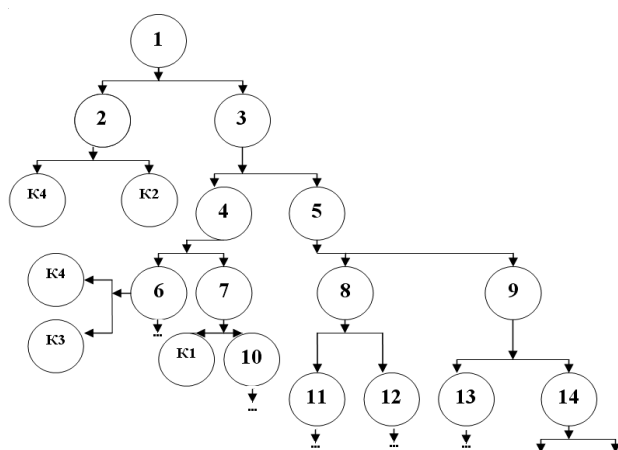


Рис. 7. Фрагмент бинарного графа для расчета числа переходов для операции - вытяжка

N/N	Вершина	Сумма	%	Число++	Класс++	Число--	Класс--
1	2	5	6	1	4	4	2
2	6	3	4	2	4	1	3
3	7	1	1	1	1		
4	10	3	4	2	3	1	2
5	12	4	5	4	2		
6	15	1	1	1	4		
7	16	3	4	2	2	1	4
8	17	2	2	2	2		
9	19	2	2	1	2	1	1
10	20	3	4	2	1	1	2
11	21	5	6	5	2		
12	22	1	1	1	3		
13	23	2	2	1	1	1	2
14	24	3	4	3	2		
15	25	1	1	1	4		
16	27	2	2	1	4	1	3
17	29	8	10	8	2		
18	30	3	4	2	1	1	2
19	31	2	2	2	2		

Рис. 8. Статистика анализа деталей обучающей выборки по вершинам бинарного графа

Расчетная математическая модель [5] включает 3 этапа (рис. 9 а, б, в) деформирования заготовки: деформирование заготовки до касания донной части матрицы, «растекание» по дну матрицы и деформирование угловой зоны.

Максимальные деформации (рис. 9) ϵ на первом этапе зависят от отношения $\bar{D} = D/H$, на втором этапе от $\bar{D} = D/H$ и α , на третьем этапе от $\bar{r} = r/h$ и α .

Минимальные деформации по окончании деформирования располагаются в центре заготовки,

а наиболее опасные – максимальные в угловых зонах.

Характер деформационного поля зависит от относительной высоты детали, угла сопряжения поверхностей α и относительного радиуса закругления донной части заготовки.

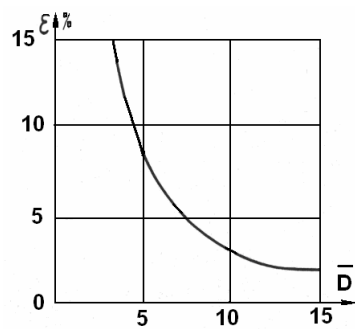
Разработанная математическая модель позволяет проводить классификационную обработку данных, рассчитывать деформационное поле и синтезировать технологический процесс для листовых деталей с учетом имеющегося опыта производства сложных листовых деталей.

Таблица 2
Анализ общего диапазона признаков
полной ТЭД

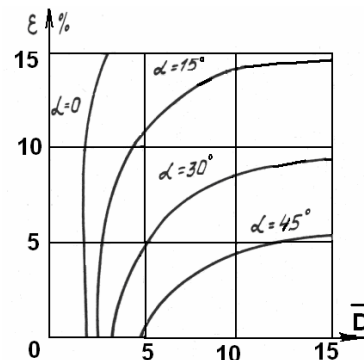
Параметр	Min	среднее	Max
1 _h_	0	0,22621466E 0,5893	
2 _D_	100	593,44	1576
3 _do_	0	0,14983333E 0,7453	
4 _bf_	0	0,019908	0,2
5 _delr_	5	27,213333E 41	
6 _k_	0	0,463152	0,6667
7 _t_	0,0014	0,006036	0,0222
8 _f_	0	0,09213066E 0,3795	
9 _f1_	0	0,007976	0,5
10 _f2_	0	0,001368	0,0588
11 _bo_	0	0,062692	0,4881
12 _alfa_	0	26,44	72
13 _Tmat_	2	3,24	4
14 _k1_	0	0,05317333E 0,5	
15 _k2_	0	0,02266666E 0,5	
16 _al1_	90	163,04	180
17 _al2_	90	175,2	180
18 _frel_	0	0	0
19 _krel_	0	0	0
20 _alrel_	180	180	180

Таблица 3
Анализ диапазона признаков ТЭД
для 1 класса в вершине графа

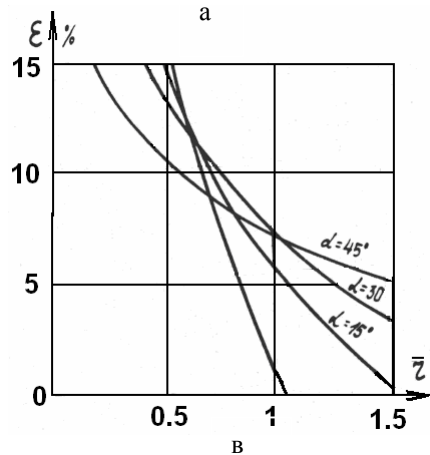
Параметр	Min	среднее	Max
1 _h_	0	0,086285714 0,2198	
2 _D_	100	622,857142E 980	
3 _do_	0	0,071257142 0,4988	
4 _bf_	0	0,058657142 0,2	
5 _delr_	20	30,8571428E 41	
6 _k_	0,1667	0,389442857 0,6364	
7 _t_	0,0038	0,0071	0,015
8 _f_	0,0064	0,039685714 0,0786	
9 _f1_	0	0	0
10 _f2_	0	0	0
11 _bo_	0	0,073757142 0,2825	
12 _alfa_	0	9,714285714 25	
13 _Tmat_	2	3,714285714 4	
14 _k1_	0	0,171428571 0,5	
15 _k2_	0	0,142857142 0,5	
16 _al1_	90	151,4285714 180	
17 _al2_	90	154,2857142 180	
18 _frel_	0	0	0
19 _krel_	0	0	0
20 _alrel_	180	180	180



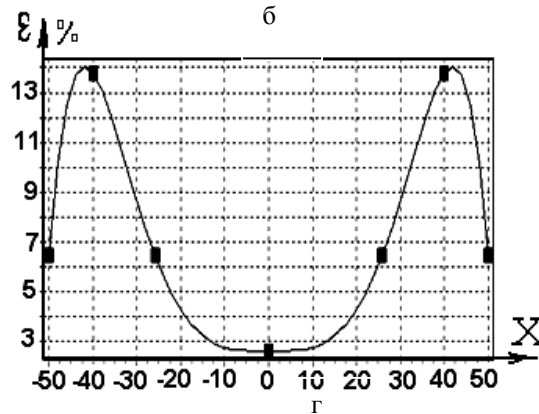
а



б



в



г

Рис. 9. Распределение деформаций по этапам: а – 1-й этап, б – 2-й этап, в – 3-й этап;
г – суммарная эпюра распределения деформаций по длине донной части заготовки

Литература

1. Орешников А.И. *Высокоскоростные методы листовой штамповки: учеб. пособие под ред. К.Н. Богоявленского / А.И. Орешников, В.А. Вагин, В.С. Мамутов.* – Л: ЛПИ, 1984. – 80 с.
2. Евгеньев Г.Б. *Системология инженерных знаний: учеб. пособие для вузов / Г.Б. Евгеньев.* – М: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. – 346 с.
3. Третьяк В.В. *Объектный подход к проектированию ресурсосберегающих импульсных технологий.* / В.В. Третьяк // *Авиационно-космическая техника и технология.* – 2006. – №3 (29). – С. 26-31.
4. Третьяк В.В. *Информационная система компьютерной поддержки принятия технологических решений в листовой штамповке взрывом / В.В. Третьяк, Л.А. Филипповская // Вестник двигателестроения: научно-технический журнал.* – Запорожье: ОАО «Мотор-Сич». – 2008. – № 1. – С. 63-67.
5. Третьяк В.В. *Вопросы синтеза и оптимизации технологических процессов импульсной обработки / В.В. Третьяк, А.Ю. Комаров, С.А. Стадник // Авиационно-космическая техника и технология.* – 2009. – №4 (61). – С. 9-13.

Поступила в редакцию 10.11.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. В.К. Борисевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ КЛАСИФІКАЦІЙНОЇ ОБРОБКИ ДАНИХ ДЛЯ ПРИЙНЯТТЯ ТЕХНОЛОГІЧНИХ РІШЕНЬ ПРИ ВИГОТОВЛЕННІ ДЕТАЛЕЙ ІМПУЛЬСНИМИ СПОСОБАМИ З ПЛОСКОЇ ЗАГОТІВКИ

В.В. Третьяк

Розглянута математична модель і блок-схема класифікаційної обробки даних для прийняття технологічних рішень при виготовленні деталі з плоскої заготовки за допомогою імпульсних джерел енергії. Представлені типові схеми імпульсних процесів. Представлена схема розрахунку числа переходів для деталей виготовляються витяжкою. Дані результати класифікаційної обробки даних за допомогою бінарного графа. Розглянута математична модель для розрахунку деформаційного поля. Представлений об'єктний опис структури деталі. Математична модель деталі представлена конструкторсько-технологічними ознаками, істотно впливаючими на технологічний процес. Представлена схема виконана у вигляді розрахункової програми. Представлені результати розрахунків класифікаційної обробки для отримання плоскої деталі за 1 перехід.

Ключові слова: імпульсні технологічні процеси, витягування листових деталей, бінарний граф для розрахунку числа переходів, класифікаційна обробка даних.

MATHEMATICAL MODEL OF CLASSIFICATION DATA PROCESSING FOR ACCEPTANCE TECHNOLOGICAL DECISIONS AT MAKING OF DETAILS BY IMPULSIVE METHODS FROM FLAT PURVEYANCE

V.V. Tretyak

A mathematical model is considered of the classification data processing for acceptance of technological decisions at making of detail from the flat purveyance by the impulsive energy sources. Model charts are presented of impulsive processes. An algorithm is considered of computation of number of transitions for details made by extractions. Results are given of the classification data processing by the binary count. A mathematical model is considered for computation of deformation field. The objective description is presented of structure of detail. A mathematical model of detail is presented by the designer-technological signs, substantially affecting a technological process. The presented algorithm is executed as a program. Results are presented of computations of classification treatment for the receipt of flat detail for 1 transition.

Key words: impulsive technological processes, extraction of sheet details, binary count for computation of number of transitions, classification data processing.

Третьяк Владимир Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры производства авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: mint_khai@rambler.ru.

УДК 621.923

М.А. КУРИН, В.Н. ПАВЛЕНКО

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ПРОЦЕССА ПЛАНЕТАРНОГО ГЛУБИННОГО ШЛИФОВАНИЯ ПЛОСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ**

Сформулирована проблема необходимости исследования энергосиловых параметров процесса планетарного глубинного шлифования плоских поверхностей и получения аналитических зависимостей, позволяющих определять силы резания. Рассмотрен процесс стружкообразования при планетарном шлифовании, получена зависимость для определения толщины стружки. На основании гипотезы об обобщенном резце со сплошной режущей кромкой, получены зависимости для расчета тангенциальной и нормальной силы резания при планетарном шлифовании плоских поверхностей, учитывающие влияние адсорбционно-пластифицирующего эффекта Ребиндера.

Ключевые слова: силы резания, обобщенный резец, толщина стружки, расстояние между зернами, изотермы адсорбции, свободная поверхностная энергия.

Введение

Развитие технологии производства лопаток ГТД на таких предприятиях отрасли как ОАО “Мотор – Січ”, ММП “Салют”, ОАО “Рыбинские Моторы” идет путем отказа от фрезерных операций в пользу шлифовальных, что ставит задачу совершенствования метода глубинного шлифования плоских поверхностей [1].

В работах [2, 3] отмечено, что эффективное управление процессом плоского планетарного шлифования возможно при условии прогнозирования силовых, тепловых и других характеристик процесса, которое нельзя осуществить без их аналитического описания.

Таким образом, исследования, посвященные поиску аналитических зависимостей для расчета сил резания при планетарном глубинном шлифовании плоских поверхностей, являются актуальными и заслуживают внимания.

1. Формулирование проблемы

Исследование энергосиловых параметров процесса шлифования проводится в основном экспериментальными методами. Обработка и анализ экспериментальных данных позволяют получить эмпирические формулы для расчета сил резания [4, 5]. Однако использование подобных формул на практике ограничено узкими рамками проводимого эксперимента, выход за которые приводит к существенным ошибкам. Изменение в широких пределах коэффициентов и показателей степени в эмпирических формулах, описывающих один и тот же процесс, под-

тверждает ограниченность применения таких зависимостей. Помимо этого эмпирические формулы не отражают в полной мере физику процессов.

2. Решение проблемы

Вопросу исследования динамики процесса абразивной обработки уделялось внимание во многих работах [6 – 8], но представление шлифования процессом массового, скоростного микрорезания абразивными частицами, расположенными на периферии круга, позволяет считать приоритетной методику, предложенную авторами работы [8], как описывающую процесс наиболее близко к реальному.

Считаем, что сила резания абразивным кругом создается частью обобщенного резца, тогда для сил резания при шлифовании получим [8]:

$$P_z = 0,185M(HV) \cdot a_z \cdot B_d \cdot \varepsilon \cdot \frac{\xi \cdot \cos(\eta - \gamma)}{\xi \cdot \cos(\eta - \gamma) - \sin \eta}; \quad (1)$$

$$P_y = P_z \cdot \operatorname{tg}(\eta - \gamma),$$

где M – часть обобщенного резца, создающая силу резания на дуге контакта круга и детали;

HV – твердость обрабатываемого материала по Виккерсу;

$0,185HV$ – напряжение сдвига;

a_z – глубина резания (толщина стружки);

$\varepsilon = \frac{\xi^2 - 2 \cdot \xi \cdot \sin \gamma + 1}{\xi \cdot \cos \gamma}$ – относительный сдвиг;

ξ – усадка стружки;

η – угол трения скольжения;

γ – передний угол абразивного зерна;

B_d – ширина резца (действительная ширина резания).

Часть обобщенного резца, создающая силу резания на дуге контакта круга и детали равна:

$$M = \frac{N_0}{N} = \frac{N_0 \cdot a_{zi}}{a_z}, \quad (2)$$

где N_0 – число контактирующих зерен, расположенных по дуге контакта;

N – количество сечений (зерен в обобщенном резце);

a_{zi} – толщина стружки, снимаемая одним контактирующим зерном.

Вычислим глубину резания a_z в произвольном сечении.

Глубину резания можно определить из рис. 1 $a_z = BM = OB - OM$.

По теореме синусов из $\triangle OO_0M$ выразим угол α :

$$\frac{\Delta}{\sin \alpha} = \frac{O_0M}{\sin\left(\frac{\pi}{2} - \varphi\right)};$$

$$\alpha = \arcsin\left(\frac{\Delta \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2} + \varphi\right)}{O_0M}\right) = \arcsin\left(\frac{\Delta \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2} + \varphi\right)}{R + r + r_k}\right),$$

где R – радиус направляющей окружности (половина делительного диаметра солнечного колеса);

r – радиус производящего круга (половина делительного диаметра сателлита);

r_k – расстояние от зерна до центра производящего круга (радиус абразивного круга);

φ – угол поворота водила, определяющий положение центра производящего круга;

$$\Delta = \frac{2\pi \cdot S_{\text{дет.}}}{m \cdot \omega_r}.$$

m – количество абразивных кругов ПШГ (планетарной шлифовальной головки);

ω_r – угловая скорость водила ПШГ;

$S_{\text{дет.}}$ – заданная скорость перемещения детали (продольная подача детали).

С учетом того, что $\varphi_\Delta = \frac{\pi}{2} - (\alpha + \varphi)$, используя

теорему синусов, найдем OM :

$$OM = \frac{\Delta \cdot \sin\left(\frac{\pi}{2} - (\alpha + \varphi)\right)}{\sin \alpha} =$$

$$= (R + r + r_k) \cdot \frac{\cos\left(\varphi + \arcsin\left(\frac{\Delta \cdot \cos \varphi}{R + r + r_k}\right)\right)}{\cos \varphi}.$$

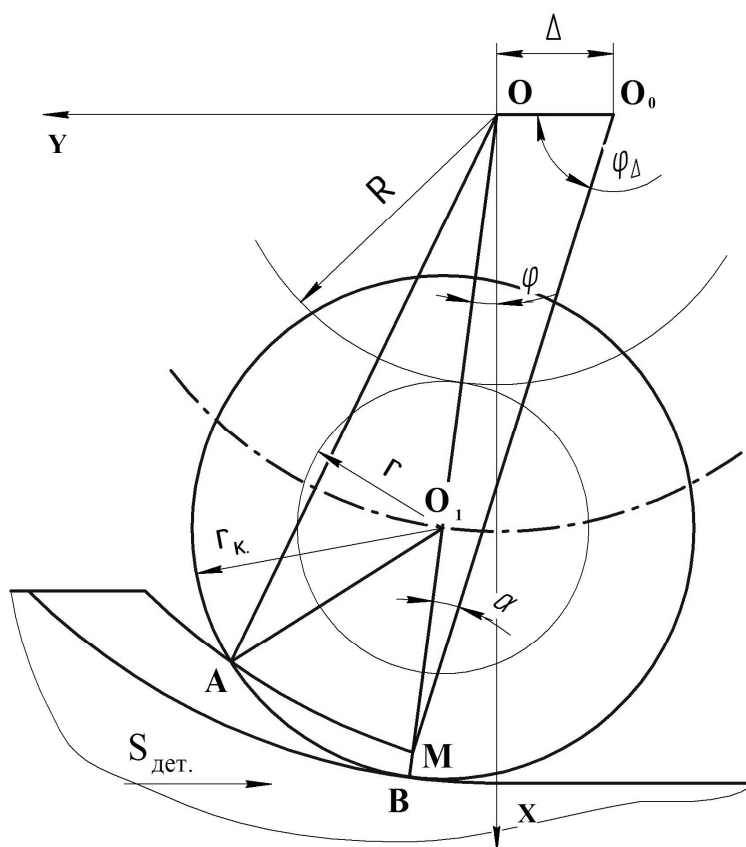


Рис. 1. Схема для определения толщины стружки

Тогда получим:

$$a_z = (R + r + r_k) \left(1 - \frac{\cos \left(\varphi + \arcsin \left(\frac{\Delta \cdot \cos \varphi}{R + r + r_k} \right) \right)}{\cos \varphi} \right). \quad (3)$$

Число контактирующих зерен N_0 можно определить по формуле:

$$N_0 = \frac{l_k}{l_0}, \quad (4)$$

где l_k – длина контакта абразивного круга с поверхностью детали;

l_0 – среднее расстояние между зернами.

Значение l_0 может быть определено расчетным путем, например, из нормативно-справочных (или других) материалов [9 – 12], либо экспериментально. Так, например, согласно данным работы [10], расстояние между зернами l_0 подчиняется зависимости:

$$l_0 = k_\delta \cdot d \cdot \left(\frac{d}{y} \right)^n, \quad (5)$$

где $k_\delta = k_\Pi \cdot k_{CK} \cdot k_3$; k_Π – коэффициент поверхностной пористости круга;

k_{CK} – коэффициент структуры круга;

k_3 – коэффициент, характеризующий зерно, его вершину и ориентацию;

d – размер зерна;

y – расстояние от периферии режущей поверхности круга.

Значение коэффициентов k_Π , k_{CK} и k_3 приведены в работе [10].

$n = 1 - 2,5$ – (для электрокорундовых кругов на керамической связке $n = 1,5$, для эльборовых и карбидокремниевых на керамической связке $n = 1$).

Толщина слоя, снимаемого одним контактирующим зерном, определяется по формуле [8]:

$$a_{zi} = \frac{V_k \cdot V_d \cdot l_0 \cdot \sqrt{a_z} \cdot S}{V_k^2 + V_d^2 + V_\Pi^2 + V_{\Pi\Pi}^2 + 2 \cdot V_k \cdot \sqrt{V_d^2 + V_\Pi^2}} \cdot \frac{1}{\Gamma \cdot b}. \quad (6)$$

Для планетарного шлифования периферией круга $V_{\Pi\Pi} = 0$; $V_d = V_\Gamma$; $V_\Pi = S_{дет} \cdot \sin \varphi$; $\frac{S}{b} = 1$;

где V_Γ – линейная скорость планетарной головки;

V_k – линейная скорость абразивных кругов;

$$\Gamma = \sqrt{\frac{2 \cdot (R + r + r_k) \cdot 2 \cdot r_k}{2 \cdot (R + r + r_k) - 2 \cdot r_k}} = \sqrt{\frac{2 \cdot r_k \cdot (R + r + r_k)}{R + r}}. \quad (7)$$

С учетом выше изложенного

$$a_{zi} = \frac{V_k \cdot V_\Gamma \cdot \sqrt{a_z} \cdot l_0}{V_k^2 + V_\Gamma^2 + (S_{дет} \sin \varphi)^2 + 2 V_k \cdot \sqrt{V_\Gamma^2 + (S_{дет} \sin \varphi)^2}} \times \sqrt{\frac{R + r}{2 \cdot r_k \cdot (R + r + r_k)}}. \quad (8)$$

Выступающую над связкой часть абразивных зерен разные исследователи идентифицируют с различными геометрическими фигурами [9, 11–14], но согласно данным работы [14] абразивные и в особенности алмазные зерна удовлетворительно описываются эллипсоидами вращения. Таким образом, действительная ширина резания с учетом дискретности контакта определится по формуле [10]:

$$B_d = \frac{k_b \sqrt{d \cdot a_{zi}}}{l_0} \cdot B, \quad (9)$$

где $k_b = 2\alpha$ – коэффициент, зависящий от формы зерна;

α – отношение полуосей эллипсоида вращения ($\alpha = 1,7 - 2$) [14];

B – ширина абразивного круга.

Рассмотрим выражение (1). Введем замену

$$\psi(\xi, \eta, \gamma) = \frac{\xi^2 - 2 \cdot \xi \cdot \sin \gamma + 1}{\xi \cdot \cos \gamma} \times \frac{\xi \cdot \cos(\eta - \gamma)}{\xi \cdot \cos(\eta - \gamma) - \sin \eta}. \quad (10)$$

Так как при шлифовании скорость относительного перемещения детали и круга больше 10 м/с, то можно считать, что усадка стружки равна примерно 1,5. Таким образом, с учетом того, что процесс резания осуществляется с отрицательными передними углами и зависимости коэффициента трения скольжения от скорости перемещения трущихся поверхностей, выражение (9) примет следующий вид [8]:

$$\psi(\xi, \eta, \gamma) = \psi(1,5; \eta(V_k + V_\Gamma), \gamma) = \psi_0 \approx 6 \cdot \frac{\cos(\eta + \gamma)}{\cos \gamma} \cdot \frac{1 + \sin \gamma}{3 \cos(\eta + \gamma) - 2 \sin \eta}. \quad (11)$$

Эффективное управление процессом механической обработки (в нашем случае глубинного планетарного шлифования) требует создания математической модели, которая учитывала бы влияние эффекта Ребиндера на такие функциональные характеристики процесса как силы резания, износ инструмента и т.д.

Согласно данным работ [15] между прочностью и свободной поверхностной энергией твердого тела существует корреляция. Так в простейших случаях хрупкого разрушения связь σ_B и σ аппроксимируется универсальным соотношением Гриффитса $\sigma_B \sim \sigma^{1/2}$, однако, в более сложных случаях пласти-

ческого разрушения реальная работа образования новых поверхностей – эффективная поверхностная энергия должна включать работу пластической деформации [15].

Адсорбция на поверхности раздела жидкость–твердое тело описывается фундаментальным термодинамическим уравнением Гиббса, но невозможность экспериментального определения межфазного натяжения на границе жидкость–твердое тело исключает возможность использования этого уравнения. В этом случае необходимо иметь изотермы адсорбции (полученные опытным путем), которые позволят выяснить характер адсорбции и механизм адсорбционного процесса [16, 17].

На адсорбционный процесс оказывают влияние различные факторы, такие как природа адсорбата, адсорбента и жидкой среды, а также условия, при которых протекает процесс (температура, скорость деформирования и т.д.). Таким образом, необходимый минимум для определения величины понижения поверхностной энергии твердого тела, а, следовательно, и величины снижения предела прочности являются изотермы адсорбции, построенные в нашем случае для системы обрабатываемый материал – ПАВ (поверхностно-активные вещества) СОТС (смазывающе-охлаждающая технологическая среда). Получение таких изотерм для всей номенклатуры обрабатываемых материалов и ПАВ – трудоемкий, дорогостоящий и нецелесообразный процесс, с учетом того, что полученный результат не является достаточным для построения эффективной математической модели.

Аналитическое описание механохимических реакций, протекающих в контактной зоне при шлифовании, представлено в работах [18, 19]. Так в работе [19] Н.В. Сурду предложил для учета влияния кинетики адсорбции технологических сред на силовые параметры диспергирования металлов при шлифовании ввести два коэффициента, учитывающих влияние АПЭ (адсорбционно-пластифицирующий эффект Ребиндера) на напряжение сдвига и коэффициент трения (k_1 и k_2 – соответственно). Такой подход к решению проблемы с технологической точки зрения является наиболее рациональным, так как позволяет существенно упростить математическую модель и сделать её более удобной для практических расчетов.

Определить напряжения сдвига можно, зная не только твердость, но и предел прочности обрабатываемого материала, что особенно удобно при определении искомой величины для жаропрочных сталей и сплавов. Так согласно Розенбергу [20], напряжение сдвига можно определить по формуле

$$\tau = \frac{\sigma_B}{\sqrt{3}}, \quad (12)$$

где σ_B – временное сопротивление (предел прочности при разрыве).

Подставив в формулу (1), выражения для N_0 , a_{zi} , B_d , τ , и с учетом влияния АПЭ получим:

$$P_z = \frac{\sigma_B \cdot k_1 \cdot l_k}{\sqrt{3}} \cdot \frac{k_b \sqrt{d} \cdot B}{\sqrt{l_0}} \cdot \psi_0 \times \\ \times \left(\frac{V_k \cdot V_\Gamma \cdot \sqrt{a_z}}{V_k^2 + V_\Gamma^2 + (S_{\text{дет}} \sin \varphi)^2 + 2V_k \sqrt{V_\Gamma^2 + (S_{\text{дет}} \sin \varphi)^2}} \right)^{1,5} \times \\ \times \left(\sqrt{\frac{R+r}{2r_k(R+r+r_k)}} \right)^{1,5}, \quad (13) \\ P_y = P_z \cdot k_2 \cdot \operatorname{tg}(\eta + \gamma).$$

Заключение

Проведены исследования динамики процесса глубинного планетарного шлифования плоских поверхностей. Получены аналитические зависимости для расчета тангенциальной и нормальной силы резания, учитывающие влияние адсорбционно-пластифицирующего эффекта Ребиндера.

Литература

1. Крымов В.В. Производство лопаток газотурбинных двигателей / В.В. Крымов, Ю.С. Елисеев, К.И. Зудин; под ред. В.В. Крымова. – М.: Машиностроение: Машиностроение-Полет, 2002. – 376 с.
2. Курин М.А. Траектория микрорезания шлифующего зерна при плоском планетарном шлифовании периферией круга / М.А. Курин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 3(50). – С. 47-50.
3. Курин М.А. Определение длины дуги контакта абразивного зерна с деталью при глубинном планетарном шлифовании плоских поверхностей / М.А. Курин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 5(52). – С. 24-27.
4. Резникова А.Н. Абразивная и алмазная обработка материалов: [Справочник] / А.Н. Резникова. – М.: Машиностроение, 1977. – 390 с.
5. Глубинное шлифование деталей из труднообрабатываемых материалов / С.С. Силин, В.А. Хрульков, А.В. Лобанов, Н.С. Рыкунов. – М.: Машиностроение, 1984. – 64 с., ил.
6. Корчак С.Н. Производительность процесса шлифования стальных деталей / С.Н. Корчак. – М.: Машиностроение, 1974. – 280 с.
7. Новиков Г.В. Исследования параметров силовой напряженности абразивной обработки / Г.В. Новиков, В.В. Малыхин // *Международная науч-*

но-техническая конференция «Физические и компьютерные технологии». – Харьков, 2007. – С. 140-154.

8. Евсеев Д.Г. Физические основы процесса шлифования / Д.Г. Евсеев, А.Н. Сальников. – Изд-во Сарат. ун-та, 1978. – 128 с.

9. Якимов А.В. Абразивно-алмазная обработка фасонных поверхностей / А.В. Якимов. – М.: Машиностроение, 1984. – 312 с.

10. Островский В.И. Теоретические основы процесса шлифования / В.И. Островский. – Л.: Изд-во Ленингр. ун-та, 1981. – 144 с.

11. Федосеев О.Б. Шлифование синтетическими сверхтвердыми материалами / О.Б. Федосеев // Известия ВУЗов: Машиностроение. – 1977. – №5. – С. 154-158.

12. Байкалов А.К. Введение в теорию шлифования / А.К. Байкалов. – К.: Наукова думка, 1978. – 207 с.

13. Попов С.А. Алмазно-абразивная обработка материалов и твердых сплавов / С.А. Попов, Н.П. Малевский, Л.М. Терещенко. – М.: Машиностроение, 1977. – 263 с.

14. Резников А.Н. Теплофизика резания / А.Н. Резников. – М.: Машиностроение, 1969. – 288 с.

15. Щукин Е.Д. Понижение поверхностной энергии и изменение механических свойств твердых тел под влиянием окружающей среды / Е.Д. Щукин // Физ. хим. механика матер. – 1976. – № 1. – С. 3-20.

16. Коллоидные поверхностноактивные вещества / К. Шинода, Т. Накагава, Б. Тамамуси, Т. Исекура. – М.: Мир, 1966. – 260 с.

17. Чеботин В.Н. Физическая химия твердого тела / В.Н. Чеботин. – М.: Химия, 1982. – 320 с., ил.

18. Сурду Н.В. Повышение эффективности шлифования труднообрабатываемых материалов за счет усовершенствования кинематики процессов: Дис. ... канд. техн. наук: 05.03.01 / Сурду Николай Васильевич. – Х., 2005. – 200 с.

19. Сурду Н.В. Адсорбционное влияние сред при шлифовании металлов / Н.В. Сурду // Пробл. машиностроения. – 1999. – Т2, №2. – С. 106-113.

20. Розенберг А.М. Элементы теории резания металлов / А.М. Розенберг, Е.Н. Еремин. – М.: Машиз, 1956. – 319 с.

Поступила в редакцию: 1.12.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов В.К. Борисевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ДОСЛІДЖЕННЯ ДИНАМІКИ ПРОЦЕСУ ПЛАНЕТАРНОГО ШЛІФУВАННЯ ПЛОСКИХ ПОВЕРХОНЬ

М.А. Курін, В.М. Павленко

Сформульована проблема необхідності дослідження енергосилових параметрів процесу планетарного глибинного шліфування плоских поверхонь та отримання аналітичних залежностей для розрахунку сил різання. Розглянуто процес утворення стружки при планетарному шліфуванні, одержано вираз для визначення товщини стружки. З використанням гіпотези узагальненого різця з суцільною ріжучою кромкою одержані залежності для визначення тангенціальної та нормальної сили різання при планетарному шліфуванні плоских поверхонь які враховують вплив адсорбційно-пластифікуючого ефекту Ребіндера.

Ключові слова: сили різання, узагальнений різець, товщина стружки, відстань між зернами, ізотермі адсорбції, вільна поверхнева енергія.

ANALYSIS OF DYNAMICS OF THE PLANETARY GRINDING OF FLAT SURFACES

M.A. Kurin, V.N. Pavlenko

The problem of necessity of research of energy-power and analytic dependencies receiving that allow to determine cutting forces was formulated for deep grinding of flat surfaces. The chip making process was considered and dependence for chip thickness was received. Dependencies for tangential and normal forces determining at deep grinding of flat surfaces were received on the basis of hypothesis of generalized abstract cutter with monolith blade. This dependencies are involving the influence of adsorption and plasticizer Rebinder effect.

Key words: cutting force, generalized abstract cutter, chip thickness, distance between grain, isotherm of adsorption, free energy surface.

Курин Максим Александрович – ассистент кафедры технологии производства двигателей летательных аппаратов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Павленко Виталий Николаевич – канд. техн. наук, доцент, зав. кафедрой теоретической механики и машиноведения, проректор по научно-педагогической работе, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 681.5.09

А.С. КУЛИК, С.Н. ФИРСОВ, А.Н. ТАРАН

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МИНИМАЛЬНО ИЗБЫТОЧНОГО БЛОКА ДВИГАТЕЛЕЙ-МАХОВИКОВ ДЛЯ УГЛОВОЙ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В статье представлены математические зависимости, описывающие угловое движение космического аппарата с минимально избыточным блоком двигателей-маховиков. Рассмотрена альтернативная схема расположения исполнительных органов, содержащая в себе четыре двигателя-маховика, оси вращения которых направлены вдоль боковых ребер правильной четырехугольной пирамиды. Получены зависимости, позволяющие формировать управляющие сигналы в системе угловой ориентации космического аппарата с избыточным блоком двигателей-маховиков при использовании четырех или трех работоспособных исполнительных органов. Произведено машинное моделирование углового разворота космического аппарата относительно подвижно-ориентированной системы координат.

Ключевые слова: космический аппарат, двигатель-маховик, избыточность, кинетический момент, угловая скорость, управление, ориентация.

Введение

Решение задач угловой ориентации и стабилизации космических аппаратов (КА) в течение продолжительного времени связано со значительными энергетическими затратами. Основным преимуществом использования для этих целей электромеханических исполнительных органов является возможность восполнения энергетических затрат с помощью солнечных батарей. Поэтому при разработке систем ориентации и стабилизации углового положения малых и средних КА, рассчитанных на длительное существование, в качестве электромеханических исполнительных органов применяются силовые гироскопические комплексы, трехстепенные силовые гиростабилизаторы и управляющие двигатели-маховики (ДМ) [1]. Каждый из исполнительных органов обладает как преимуществами, так и определенного рода недостатками. Между областями их применения невозможно провести четких границ. Эффективность использования того или иного исполнительного органа зависит от требований надежности, точности обеспечения ориентации и стабилизации КА, а также необходимости нормального функционирования в условиях отказов элементов системы управления (СУ) [2].

С точки зрения простоты устройства, функционирования, диагностирования, реконфигурации алгоритмов при отказах и организации управления режимами ориентации и стабилизации определенными преимуществами обладают исполнительные органы в виде ДМ [1, 2].

1. Выбор схемы расположения ДМ

В работах [3, 4] показано, что для создания управляющих моментов в системах угловой ориентации и стабилизации КА достаточно трех ДМ, расположенных таким образом, чтобы вектора создаваемых ими кинетических моментов были неколлинеарными друг другу. При этом для упрощения алгоритмов управления ДМ располагают вдоль основных осей инерции КА. Однако такая система утрачивает работоспособность при выходе из строя хотя бы одного из ДМ. В [2, 5] предлагается для обеспечения функционирования объекта управления при отказе вводить в систему структурную избыточность в виде минимального количества дополнительных функциональных элементов [5].

В [6, 7] произведен анализ различных избыточных конфигураций ДМ и предложен альтернативный вариант, содержащий в себе четыре исполнительных органа, расположенных таким образом, чтобы векторы создаваемых ими кинетических моментов были направлены вдоль ребер правильной четырехугольной пирамиды. При этом альтернативная схема характеризуется минимальной дисперсией формирования вектора управляющего кинетического момента в случае отказа одного из исполнительных органов.

ДМ обладают существенными массогабаритными характеристиками, следовательно, целесообразно использовать СУ с минимальным количеством избыточных ДМ. Примем к рассмотрению схему с четырьмя ДМ, векторы кинетических моментов

которых являются неколлинеарными друг другу, обеспечивается их линейная независимость, а также работоспособность системы при отказе одного из исполнительных органов. Этим условиям удовлетворяет альтернативная схема, предложенная в [6, 7].

2. Математическое описание углового движения КА с избыточным блоком ДМ

Для использования избыточного блока двигателей-маховиков (БДМ) в системах угловой стабилизации и ориентации КА необходимо получить математические зависимости, позволяющие рассчитывать управляющие сигналы для соответствующих ДМ.

Альтернативная схема расположения исполнительных органов в минимально избыточном БДМ представлена на рис. 1.

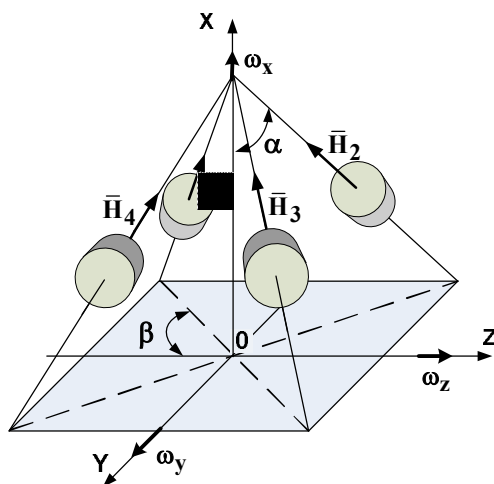


Рис. 1. Минимально избыточная альтернативная схема установки ДМ

БДМ содержит в себе четыре исполнительных органа, оси вращения которых расположены на ребрах правильной четырехугольной пирамиды. Ребра основания пирамиды направлены параллельно основным двум главным осям инерции КА (OY и OZ), а высота пирамиды совпадает с его третьей осью инерции (OX). Такое размещение позволяет каждому ДМ вносить свой вклад в управление по всем трем осям связанной системы координат (ССК). Ребра пирамиды образуют с осью OX ССК угол α , а диагонали основания образуют с осью OZ угол β .

Как показано в [6], при значениях углов $\alpha=60^\circ$ и $\beta=45^\circ$ обеспечивается минимальная дисперсия формирования вектора управляющего кинетического момента при отказе одного из ДМ.

Примем за положительное направление вращения ДМ такое, при котором векторы его угловой скорости и кинетического момента были направлены к вершине пирамиды. Тогда проекции управ-

ляющего кинетического момента, вырабатываемого БДМ, на оси ССК описываются следующим образом:

$$\begin{cases} H_x = \cos \alpha (H_1 + H_2 + H_3 + H_4); \\ H_y = \sin \alpha \sin \beta (H_1 + H_2 - H_3 - H_4); \\ H_z = \sin \alpha \cos \beta (H_1 - H_2 - H_3 + H_4), \end{cases} \quad (1)$$

где H_x , H_y , H_z – проекции управляющего кинетического момента БДМ на оси ССК;

H_1 , H_2 , H_3 , H_4 – величины кинетических моментов соответствующих ДМ.

Для симметричного КА с абсолютно жестким корпусом, внутри которого отсутствуют перемещающиеся массы, угловое движение относительно центра масс с учетом создаваемого БДМ управляющего кинетического момента можно описать тремя динамическими уравнениями Эйлера [3, 4]:

$$\begin{cases} I_x \dot{\omega}_x - (I_y - I_z) \omega_y \omega_z = M_x - \dot{H}_x + H_y \omega_z - H_z \omega_y; \\ I_y \dot{\omega}_y - (I_z - I_x) \omega_x \omega_z = M_y - \dot{H}_y + H_z \omega_x - H_x \omega_z; \\ I_z \dot{\omega}_z - (I_x - I_y) \omega_x \omega_y = M_z - \dot{H}_z + H_x \omega_y - H_y \omega_x, \end{cases} \quad (2)$$

где I_x , I_y , I_z – моменты инерции КЛА относительно центра масс;

ω_x , ω_y , ω_z – проекции абсолютной угловой скорости вращения КА на оси ССК;

M_x , M_y , M_z – проекции суммарного момента внешних сил на оси ССК.

Введем углы Эйлера-Крылова φ_x , φ_y , φ_z и последовательность поворотов КА $\varphi_x \rightarrow \varphi_y \rightarrow \varphi_z$ [3] для определения положения ССК OXYZ относительно подвижной ориентированной системы координат (СК) OX₀Y₀Z₀ (рис. 2).

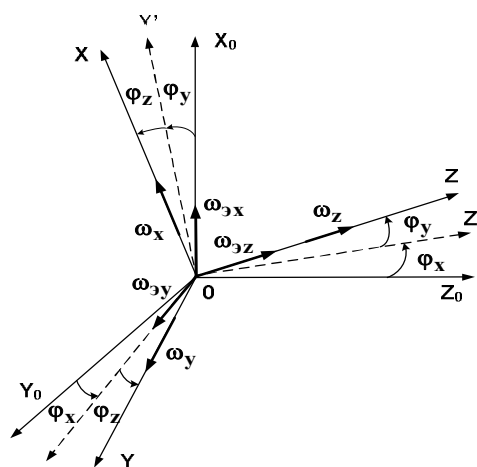


Рис. 2. Углы разворота между ССК и подвижной ориентированной СК

Проекции вектора мгновенной угловой скорости КА в ССК (ω_x , ω_y , ω_z) связаны со скоростями

изменения углов Эйлера ($\omega_{\alpha x}$, $\omega_{\alpha y}$, $\omega_{\alpha z}$) системой уравнений:

$$\begin{cases} \omega_x = \omega_{\alpha x} \cos \varphi_y \cos \varphi_z + \omega_{\alpha y} \sin \varphi_z; \\ \omega_y = -\omega_{\alpha x} \cos \varphi_y \sin \varphi_z + \omega_{\alpha y} \cos \varphi_z; \\ \omega_z = \omega_{\alpha x} \sin \varphi_y + \omega_{\alpha z}. \end{cases} \quad (3)$$

Решая систему относительно $\omega_{\alpha x}$, $\omega_{\alpha y}$ и $\omega_{\alpha z}$, получим:

$$\begin{cases} \omega_{\alpha x} = \frac{1}{\cos \varphi_y} (\omega_x \cos \varphi_z - \omega_y \sin \varphi_z); \\ \omega_{\alpha y} = \omega_x \sin \varphi_z + \omega_y \cos \varphi_z; \\ \omega_{\alpha z} = \frac{1}{\cos \varphi_y} (-\omega_x \sin \varphi_y \cos \varphi_z + \\ + \omega_y \sin \varphi_y \sin \varphi_z + \omega_z \cos \varphi_y). \end{cases} \quad (4)$$

Система динамических уравнений (2) совместно с (1) и (3) связывает угловое движение КА с вырабатываемыми ДМ управляющими кинетическими моментами.

Рассмотрим систему динамических уравнений Эйлера (2) без учета внешних возмущающих моментов, действующих на КА. Поскольку в СУ измерения производятся с временным интервалом T_0 , перейдем к дискретному представлению (2) с использованием метода Эйлера [8]. Представим угловые ускорения КА и производные кинетических моментов в виде:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_i(t) &\approx \frac{\omega_i(kT_0 + T_0) - \omega_i(kT_0)}{T_0}; \\ \dot{H}_i(t) &\approx \frac{H_i(kT_0 + T_0) - H_i(kT_0)}{T_0}; \\ t &= T_0 k, k = 0, 1, 2, \dots; \\ i &\in \{x, y, z\}. \end{aligned} \quad (5)$$

Преобразуем систему (2) с учетом (5) и решим ее относительно проекций кинетического момента вырабатываемого БДМ в $(k+1)$ момент времени. Для простоты записи в выражениях вида $\omega_i(kT_0)$, $H_i(kT_0)$ опущено T_0 .

$$\begin{cases} H_x(k+1) = H_x(k) - I_x(\omega_x(k+1) - \omega_x(k)) + \\ + T_0(H_y(k)\omega_z(k) - H_z(k)\omega_y(k)) + \\ + (I_y - I_z)\omega_y(k)\omega_z(k)T_0; \\ H_y(k+1) = H_y(k) - I_y(\omega_y(k+1) - \omega_y(k)) + \\ + T_0(H_z(k)\omega_x(k) - H_x(k)\omega_z(k)) + \\ + (I_z - I_x)\omega_x(k)\omega_z(k)T_0; \\ H_z(k+1) = H_z(k) - I_z(\omega_z(k+1) - \omega_z(k)) + \\ + T_0(H_x(k)\omega_y(k) - H_y(k)\omega_x(k)) + \\ + (I_x - I_y)\omega_y(k)\omega_x(k)T_0. \end{cases} \quad (6)$$

Кинетический момент, вырабатываемый ДМ, равняется произведению его угловой скорости на собственный момент инерции, следовательно, систему уравнений (1) можно записать в виде:

$$\begin{cases} H_x = \cos \alpha (J_1 \Omega_1 + J_2 \Omega_2 + J_3 \Omega_3 + J_4 \Omega_4); \\ H_y = \sin \alpha \sin \beta (J_1 \Omega_1 + J_2 \Omega_2 - J_3 \Omega_3 - J_4 \Omega_4); \\ H_z = \sin \alpha \cos \beta (J_1 \Omega_1 - J_2 \Omega_2 - J_3 \Omega_3 + J_4 \Omega_4). \end{cases} \quad (7)$$

где Ω_1 , Ω_2 , Ω_3 , Ω_4 – угловые скорости вращения соответствующих ДМ;

J_1 , J_2 , J_3 , J_4 – моменты инерции соответствующих ДМ.

Решение системы уравнений (7) позволяет по заданным проекциям управляющего кинетического момента определить соответствующие угловые скорости вращения ДМ. Система из трех уравнений содержит четыре переменные, следовательно, решение может быть бесчисленное множество. Исходя из того, что искомыми переменными являются управляющие сигналы, можно сузить область возможных решений введением следующих ограничений и условий:

– ограничение значения угловой скорости вращения ДМ:

$$|\Omega_j| < \Omega_{\max}; \quad j \in \{1, 2, 3, 4\}; \quad (8)$$

– отключение одного из ДМ либо «замораживание» его угловой скорости вращения:

$$\Omega_j = 0 \quad \text{или} \quad \Omega_j = \text{const}; \quad j \in \{1, 2, 3, 4\}; \quad (9)$$

– введение линейной зависимости между угловыми скоростями вращения маховиков:

$$\Omega_v = A_{\text{св } vj} \Omega_j + B_{\text{св } vj} \Big|_{v \neq j}; \quad v, j \in \{1, 2, 3, 4\}. \quad (10)$$

На линейном участке работы ДМ можно приближенно описать аperiodическим звеном. Тогда дифференциальное уравнение, связывающее угловую скорость вращения ДМ и управляющий входной сигнал, имеет вид:

$$T_j \Delta \dot{\Omega}_j = -\Delta \Omega_j + K_{\text{дм } j} \Delta u_j; \quad j \in \{1, 2, 3, 4\}. \quad (11)$$

где T_j – постоянные времени j -го ДМ;

$K_{\text{дм } j}$ – коэффициент передачи по управляющему сигналу j -го ДМ.

По аналогии с (5), (6) перейдем к дискретному представлению уравнения и вычислим значения управляющих сигналов для БДМ:

$$\Delta u_j(k+1) = \frac{\frac{\Delta \Omega_j(k+1)}{T_0} - \Delta \Omega_j(k) \left(1 + \frac{T_j}{T_0}\right)}{K_{\text{дм } j}}. \quad (12)$$

Использование зависимостей (6), (7) и (12) позволяет на основании заданных параметров углового движения КА, а также информации с датчиков ско-

ростей вращения КА и ДМ формировать управляющие сигналы для БДМ.

3. Машинное моделирование разворота КА с избыточным БДМ

Для оценки работоспособности СУ с избыточным блоком ДМ было произведено машинное моделирование разворота КА относительно подвижно ориентированной СК. Функциональная схема машинной модели системы представлена на рис. 3.

Использованы следующие параметры КА и БДМ: осевые моменты инерции КА $I_x = 113 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$, $I_y = 85 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$, $I_z = 86 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$; момент инерции ДМ $J_j = 0,04 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$, максимальная скорость вращения ДМ $\Omega_{\max j} = 4000 \text{ рад/с}$, коэффициент передачи ДМ $K_{\text{ДМ} j} = 166 \text{ рад/В} \cdot \text{с}$, постоянная времени ДМ $T_{\text{ДМ} j} = 10 \text{ с}$, $j = \overline{1,4}$.

Входными сигналами для системы являются углы Эйлера-Крылова ($\varphi_{x \text{ зад}}$, $\varphi_{y \text{ зад}}$, $\varphi_{z \text{ зад}}$). Составляющие скорости выхода КА в заданное угловое положение ($\omega_{\text{э}x}$, $\omega_{\text{э}y}$, $\omega_{\text{э}z}$) в общем случае рассчитываются на основании величины ошибки

рассогласования, требуемых показателей по точности, быстродействию, динамических возможностей КА и траектории перемещения и преобразуются по (3) в соответствующие проекции вектора мгновенной угловой скорости объекта в ССК (ω_x , ω_y , ω_z).

Проекции вектора управляющего кинетического момента (H_x , H_y , H_z) в текущий момент времени вычисляются по (7) исходя из требуемой скорости вращения КА, а также угловых скоростей вращения КА и ДМ в предыдущие моменты времени. С учетом принятых ограничений и условий (8–10), а также состояния блока ДМ решается система уравнений (7) и определяются требуемые скорости вращения ДМ. На основании (12) и функциональных параметров исполнительных органов рассчитываются управляющие сигналы для блока ДМ (u_1 , u_2 , u_3 , u_4). Блок преобразования $\vec{\omega} \rightarrow \vec{\omega}_3$ и интегратор используются для определения текущего углового положения КА относительно подвижно ориентированной СК на основании информации о векторе мгновенной угловой скорости вращения аппарата в ССК.

В процессе моделирования для решения системы (7) введено условие (10), связывающее угловые скорости 2-го и 4-го маховиков:

$$\Omega_4 = -\Omega_2. \quad (13)$$

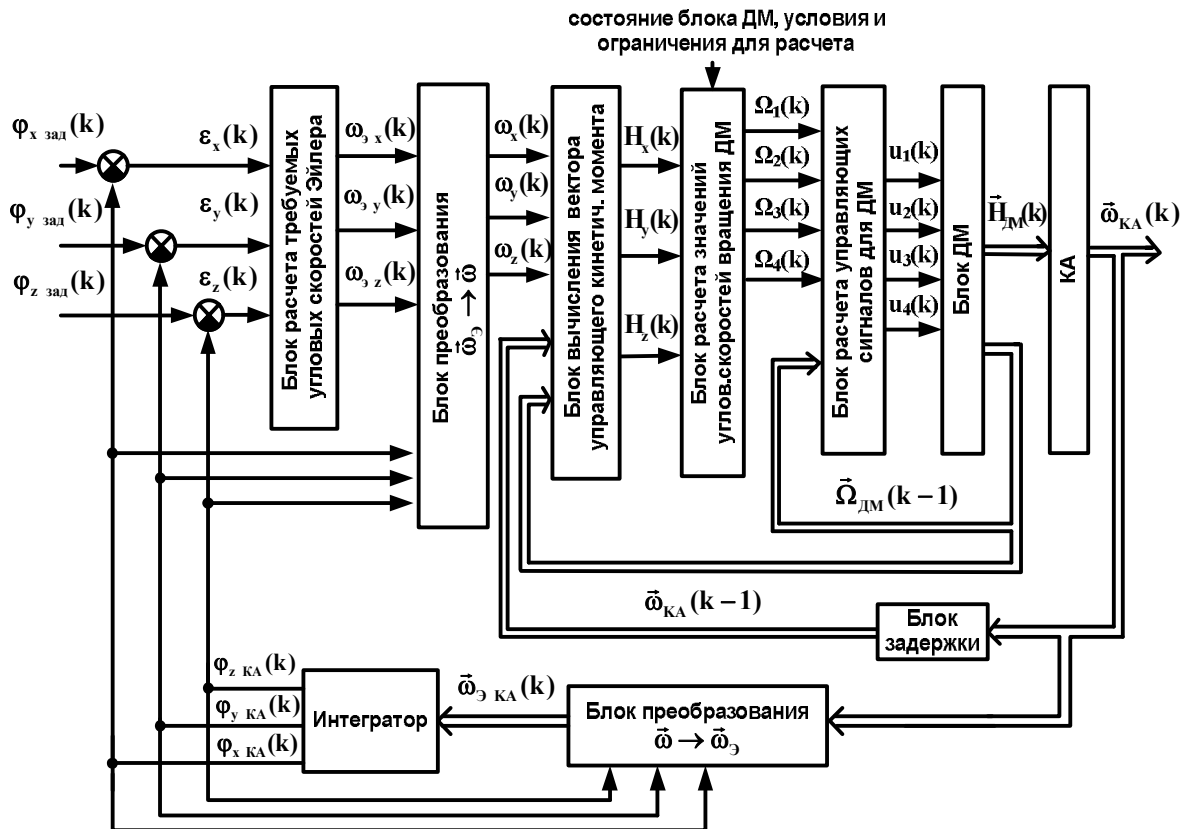


Рис. 3. Функциональная схема машинной модели системы угловой ориентации КА

Скорость выхода в заданное положение по каждой из осей ССК прямо пропорциональна соответствующему угловому рассогласованию:

$$\omega_{\dot{z}} = P_i \cdot \varepsilon_i, \quad i \in \{x, y, z\}. \quad (14)$$

Коэффициенты P_i определяют быстродействие системы. Их величина ограничена в основном динамическими возможностями КА по выбранной оси.

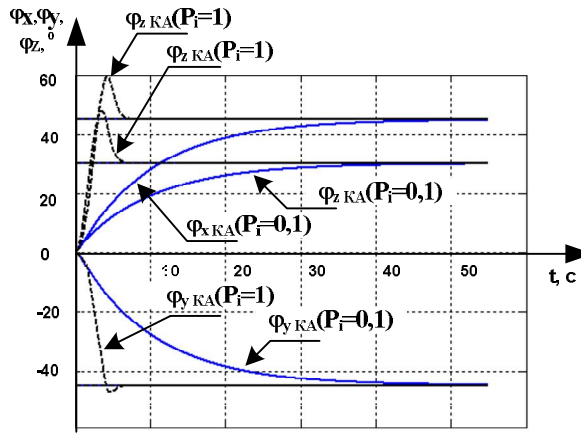


Рис. 4. Угловой разворот КА с избыточным БДМ

На рис. 4 представлены переходные процессы при угловом развороте КА в положение со следующими значениями углов Эйлера: $\varphi_{x \text{ зад}} = 45^\circ$, $\varphi_{y \text{ зад}} = 30^\circ$, $\varphi_{z \text{ зад}} = -45^\circ$. Графики получены при значениях коэффициента $P_i = 0,1$ и $P_i = 1$. Очевидно, что увеличение значения коэффициентов P_i позволяет ускорить переходные процессы, однако приводит к появлению перерегулирования. При уменьшении значения коэффициентов КА плавно достигает заданного углового положения.

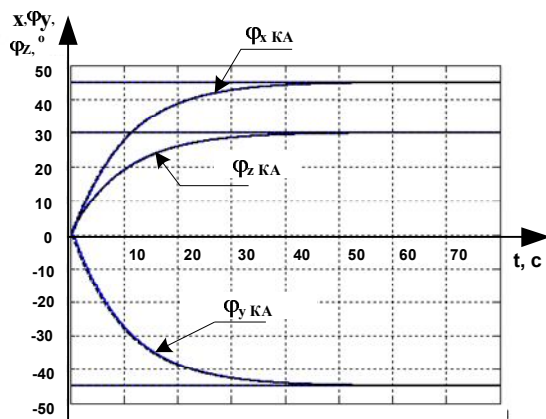


Рис. 5. Угловой разворот КА при отключении одного ДМ

В случае отключения или выходе из строя одного из ДМ необходимо решать систему уравнений (8) с учетом условия (10). Например, при отказе четвертого маховика ($\Omega_4 = 0$) система примет вид:

$$\begin{cases} H_x = \cos \alpha (J_1 \Omega_1 + J_2 \Omega_2 + J_3 \Omega_3); \\ H_y = \sin \alpha \sin \beta (J_1 \Omega_1 + J_2 \Omega_2 - J_3 \Omega_3); \\ H_z = \sin \alpha \cos \beta (J_1 \Omega_1 - J_2 \Omega_2 - J_3 \Omega_3). \end{cases} \quad (15)$$

Результаты моделирования углового разворота КА с учетом отключенного четвертого ДМ представлены на рис. 5. Графики свидетельствуют, что переходные процессы в системе практически не изменяются. Этот факт показывает возможность использования в процессе функционирования трех маховиков из четырех.

Заключение

В работе были получены выражения (3), (4), (6), (7), (12), позволяющие формировать необходимые управляющие воздействия в системах угловой ориентации и стабилизации КА с минимально избыточным блоком ДМ исходя из известных функциональных параметров объекта управления и исполнительных органов, а также показаний датчиков угловых скоростей вращения ДМ и датчиков угловых скоростей вращения КА в ССК.

Из (7) следует, что при выбранной схеме расположения исполнительных органов, управление возможно в случае работоспособности трех ДМ из четырех. Соответственно один из ДМ можно сделать резервным и задействовать лишь в случае выхода из строя одного из основных ДМ, либо при необходимости увеличения управляющего момента для ускорения процесса ориентации КА или компенсации большого по амплитуде возмущения. Подобный режим работы системы позволит продлить ее ресурс, так как один из ДМ большую часть времени работы может находиться в «холодном» резерве.

Полученные в настоящей статье результаты могут быть полезны разработчикам систем ориентации и стабилизации КА. Дальнейшие исследования будут направлены на разработку моделей и методов диагностирования функционального состояния блока ДМ, а также оптимизации алгоритмов формирования управляющих воздействий.

Литература

1. Игнатов А.И. Анализ динамических возможностей системы управления малым космическим аппаратом, построенным на базе двигателей-маховиков: препринт / А.И. Игнатов, А.А. Давыдов,

В.В. Сазонов. – М.: ИПМ им. М.В.Келдыша, РАН, 2005. – 30 с.

2. Кулик А.С. Сигнально-параметрическое диагностирование систем управления: монография / А.С. Кулик. – Х.: Гос. аэрокосмический ун-т «ХАИ»; Бизнес Информ, 2000. – 260 с.

3. Раушенбах Б.В. Управление ориентацией космических аппаратов / Б.В. Раушенбах, Е.Н. Токарь. – М.: Наука, 1974. – 600 с.

4. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов / А.П. Разыграев. – М.: Машиностроение, 1990. – 480 с.

5. Епифанов А.Д. Избыточные системы управления летательными аппаратами / А.Д. Епифанов. – М.: Машиностроение, 1978. – 144 с.

6. Кулик А.С. Эффективность избыточных систем стабилизации и ориентации космических аппаратов с двигателями-маховиками / А.С. Кулик, А.М. Суббота, О.В. Резникова // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 3. – С. 18-24.

7. Пат. 35598 Україна, МПК⁶ B64G1/24 Надлишковий блок двигунів-маховиків / Кулік А.С., Суббота А.М., Резнікова О.В.; Заявник та власник Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ». – № u200805651; заявл. 30.04.08; опубл. 25.09.08, Бюл. № 18. – 5 с.

8. Кулик А.С. Основы моделирования систем: учеб. пособие / А.С. Кулик. – Х.: Харьк. авиац. ин-т, 1998. – 90 с.

Поступила в редакцию 1.12.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой информатики А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ВИКОРИСТАННЯ МІНІМАЛЬНО НАДЛИШКОВОГО БЛОКУ ДВИГУНІВ МАХОВИКІВ ДЛЯ КУТОВОЇ ОРІЄНТАЦІЇ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ

А.С. Кулік, С.М. Фірсов, О.М. Таран

У статті представлено математичні вирази, що описують кутовий рух космічного апарату з мінімально надлишковим блоком двигунів-маховиків. Розглянуто альтернативну схему розташування виконавчих органів, що складається з чотирьох двигунів-маховиків, осі обертання яких спрямовані вздовж бокових ребер правильної чотирикутної піраміди. Отримано залежності, що дозволяють формувати керуючі сигнали в системі кутової орієнтації космічного апарату з надлишковим блоком двигунів-маховиків при використанні чотирьох і трьох працездатних виконавчих органів. Проведено машинне моделювання кутового розвороту космічного апарату відносно рухомо-орієнтованої системи координат.

Ключові слова: космічний апарат, двигун маховик, надлишковість, кінетичний момент, кутова швидкість, керування, орієнтація.

USAGE OF MINIMALLY REDUNDANT REACTION WHEEL BLOCK FOR SPACECRAFT ANGULAR ORIENTATION

A.S. Kulik, S.N. Firsov, A.N. Taran

Mathematical relationships for describing angular motion of spacecraft with minimally redundant reaction wheel block are presented in the article. An alternative layout chart of reaction wheels, containing four actuators, rotation axis of which are directed along the lateral ribs of correct quadrangular pyramid, is considered. The mathematical relationships for control signals generation in space craft angular orientation system with the use of four or three efficient actuators is synthesized. Computational modeling of space craft angular rotation in relation to mobile oriented coordinate system is made.

Key words: spacecraft, reaction wheel, redundancy, kinetic moment, angular velocity, control, orientation.

Кулик Анатолій Степанович – д-р техн. наук, проф., заведуючий кафедри систем управління летательных аппаратов, декан факультета систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kulik@d3.khai.edu.

Фирсов Сергей Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры «Системы управления летательными аппаратами» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: firsov@d3.khai.edu.

Таран Александр Николаевич – ассистент кафедры систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Taran_A_N@mail.ru.

УДК 531.74:628.92

А.С. ОГАНЕСЯН, Н.Д. КОШЕВОЙ, М.В. ЦЕХОВСКОЙ, В.А. ГОРДИЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДИКИ ПЛАНИРОВАНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ УСТРОЙСТВА ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ УГЛОВЫХ ОТКЛОНЕНИЙ РУЛЕВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ САМОЛЕТА

Рассмотрена научно-техническая проблема измерения угловых отклонений рулевых поверхностей летательного аппарата. Предложено конструкторское решение по реализации основного элемента датчика – металлической дуги для установки фотоприемников; приведен способ установки датчика на самолет. С применением полного факторного эксперимента 2^3 выведена форма математической модели объекта. Рассмотрен параметр оптимизации и влияющие факторы. Дано теоретическое описание проверки модели на адекватность, выявления значимых и незначимых коэффициентов полученной математической модели.

Ключевые слова: измерение углов, рулевая поверхность, планирование эксперимента, оптимизация.

Введение

В условиях, сложившихся на данный момент на мировом рынке авиационной промышленности, приоритетную роль в процессах производства играет внедрение современных цифровых автоматизированных систем. Как известно, в современной отечественной авиационной промышленности уровень автоматизации испытательных комплексов далеко не всегда соответствует требованиям, которые должны быть обеспечены на действующих и конкурентоспособных предприятиях.

Среди прочих систем с низким уровнем автоматизации находятся и устройства, обеспечивающие измерение угловых отклонений рулевых поверхностей самолета. В данное время для измерения выше-

описанной величины применяются морально устаревшие указатели, не способные выдавать выходной сигнал, низкоточностные, погрешность которых во многом зависит от человеческого фактора.

Постановка задачи исследования

С целью усовершенствования данной системы и наделения её возможностью сопряжения с другими устройствами (путём передачи выходных сигналов), увеличения точности измерений и снижения зависимости от человеческого фактора было предложено электронное устройство для измерения угловых отклонений рулевых поверхностей самолёта [1] и его дальнейшая модификация [2]. Схема устройства изображена на рис. 1.

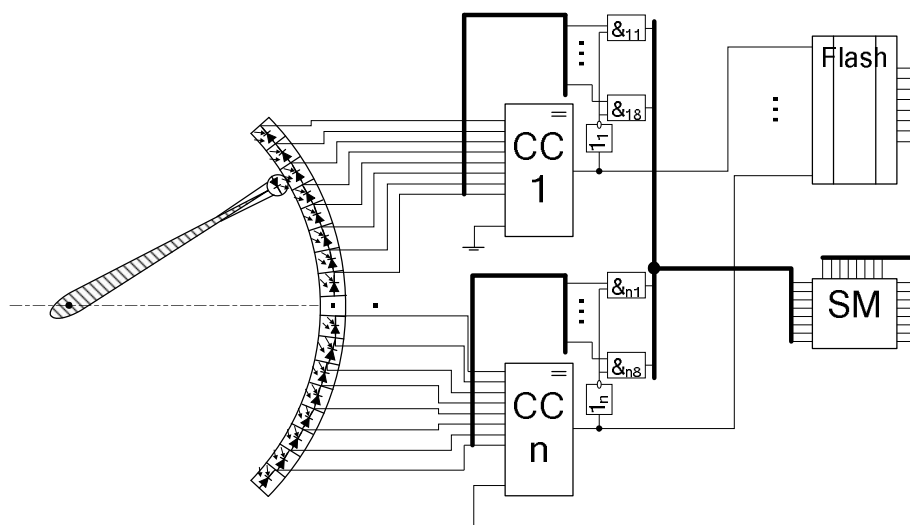


Рис. 1. Устройство для измерения угла поворота рулевой поверхности самолёта

В работе над данным устройством необходимо более детально разработать конструкцию металлической дуги, непосредственно на которую будут крепиться фотоприёмники. Далее, необходимо осуществить планирование полнофакторного эксперимента с целью выявления оптимальных условий при эксплуатации данного устройства, построить математическую модель приведенного объекта и провести интерполяцию получившейся модели.

Таким образом, для решения описанных выше задач устройство для измерения угла поворота рулевой поверхности самолета можно представить в виде упрощенной схемы, рассматривая электронный блок как единый интегральный элемент.

Разработка усовершенствованной конструкции устройства

Конструкция металлической дуги, на которую будут крепиться фотоприёмники, должна обеспечивать достаточную жесткость, как можно более компактное размещение принимающих элементов, прецизионную их фиксацию и ремонтоспособность, т.е. возможность замены одного или нескольких элементов без отрыва от производственных процессов. Кроме того, металлическая дуга должна иметь жесткое и надежное крепление к неподвижным частям самолёта, изменение углового положения рулевой поверхности которого измеряется.

С целью соответствия поставленным выше условиям предлагается конструкция металлической дуги для установки фотоприёмников, элемент которой показан на рис. 2.

Здесь d_1 – диаметр фотоприёмника, d_2 – диаметр отверстия. При использовании в качестве фотоприёмников фототранзисторов ВРТ-ВР2331 либо ВРТ-ВР2931, применение которых рекомендуется в работе [3], эти величины будут равны: $d_1 = 3,00$ мм, $d_2 = 3,05$ мм. Такие размеры позволяют производить посадку с натягом в соответствии с допусками на диаметры отверстия и оболочки фототранзистора. При этом расстояние между отверстиями l должно быть равным 2 мм. Такое расстояние уверенно позволяет сохранять дугу целостной и невредимой между отверстиями во время их сверления.

Дугу рекомендуется выполнять из дюралюминия. Это обеспечит небольшой вес дуги и достаточную её прочность. Два ребра по бокам дуги обеспечивают необходимую жесткость конструкции.

Металлическая дуга устанавливается для измерения угла отклонения руля высоты либо элерона при помощи соединения с металлическим башмаком, устанавливаемым на поверхность крыла либо стабилизатора. Во избежание возможного скольжения установленного датчика на нижнюю поверх-

ность башмака наносится слой резины. При установке дуги для измерения угла отклонения руля направления на фюзеляже самолёта (например, АН-74 и АН-140) существуют технологические отверстия для крепления штанг, удерживающих металлическую дугу [1]. Таким образом, обеспечивается надежное и жесткое соединение металлической дуги с неподвижными частями летательного аппарата.

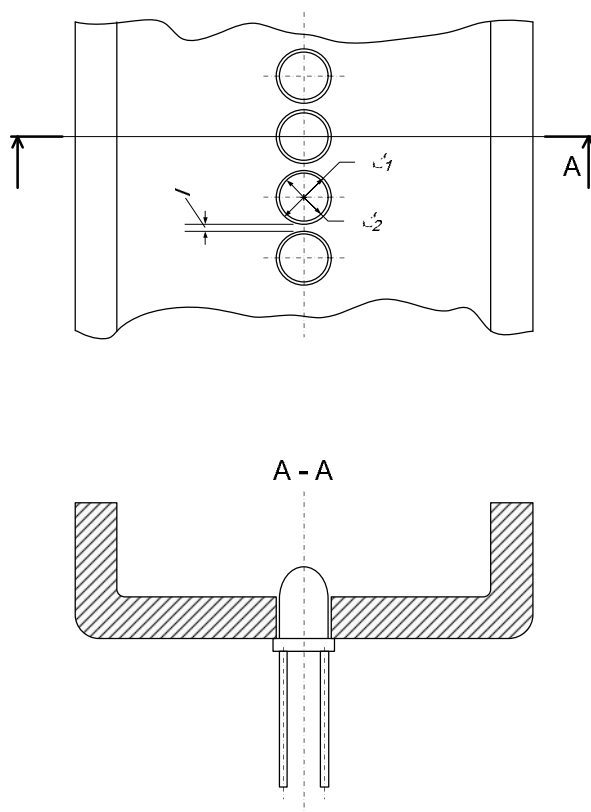


Рис. 2. Элемент конструкции дуги для крепления фотоприёмников

В качестве фотоприемающих элементов, как обосновано в работе [3], наиболее эффективно использовать фотодиоды КДФ-101 либо фототранзисторы ВРТ-ВР2931 и ВРТ-ВР2331. При детальном изучении поставленной задачи и вариантов исполнения данного измерительного устройства было установлено, что использование фотодиода КДФ-101 не является оптимальным вариантом. Причины, по которым необходимо использовать фототранзисторы, следующие:

- низкая технологичность установки фотодиода КДФ-101, обусловленная геометрической формой диода (торец представляет собой усеченную окружность);
- отсутствие необходимости дополнительного усиления сигнала, что, по сравнению с использованием фотодиодов, значительно уменьшит количество используемых электронных компонентов при физической реализации схемы.

Планирование эксперимента

При проектировании систем любого уровня сложности необходимо иметь четкое представление о функциональных способностях данной системы. В первую очередь должно иметься адекватное представление о том, как максимально эффективно использовать рассматриваемый объект. Для достижения данной цели важно выявить те параметры, которые будут говорить об уровне эффективности использования системы. «Голосом» параметров станут математические модели, которые наиболее полно отобразят влияние внешних процессов на исследуемый объект.

Итак, для построения математической модели и оценки наиболее эффективного использования приведенной выше схемы измерения угловых отклонений рулевых поверхностей самолета необходимо определить, какой именно параметр выступит показателем эффективности.

Исследуемая система строится на применении фототранзисторов. Соответственно, выходной сигнал засвеченного фототранзистора будет являться определяющим критерием. В ходе эксперимента важно будет не только определить, каким образом влияют те или иные внешние процессы на конкретный приёмник света, но и то, как это влияние сказывается на расположенных с ним по соседству элементах.

Для поставленных задач нахождения оптимума и построения интерполяционной модели можно эффективно применять планирование эксперимента. Это позволит сократить количество опытов по сравнению с другими методами интерполяции и оптимизации и даст возможность построить математические модели, характеризующие влияние исследуемых факторов на выходной сигнал фототранзисторов. Кроме того, будет иметься возможность провести проверку адекватности математических моделей и убедиться в корректности результатов.

Параметром оптимизации, как говорилось выше, выступит выходной сигнал фототранзистора, а именно напряжение (т.к. необходимо будет установить влияние не на один, а на три расположенных по соседству приемника, то будет измеряться три напряжения U_1 , U_2 , U_3).

Факторы, изменение которых будет наиболее существенно сказываться на параметре оптимизации, – угловое положение источника света относительно приемника α (x_1); интервал между источником и приемником ΔY (x_2); дистанция между источником и приемником ΔX (x_3) (рис. 3). Результатом экспериментальной части исследования должны стать функции:

$$\begin{aligned} U_1 &= f_1(x_1, x_2, x_3); \\ U_2 &= f_2(x_1, x_2, x_3); \\ U_3 &= f_3(x_1, x_2, x_3). \end{aligned} \quad (1)$$

Первый этап планирования эксперимента для получения модели основан на варьировании факторов на двух уровнях. В этом случае можно сразу найти число опытов, необходимое для реализации всех возможных сочетаний уровней факторов: $N = 2^k$, где N – число опытов, k – число факторов, 2 – число уровней [4]. Такой эксперимент принято называть полным факторным экспериментом 2^k . Экспериментальная область факторного пространства будет ограничена следующими значениями факторов:

$$\begin{aligned} x_1 &\in (-3,5^\circ; 3,5^\circ); \\ x_2 &\in (-2,5\text{мм}; 2,5\text{мм}); \\ x_3 &\in (0\text{ мм}; 4\text{ мм}). \end{aligned}$$

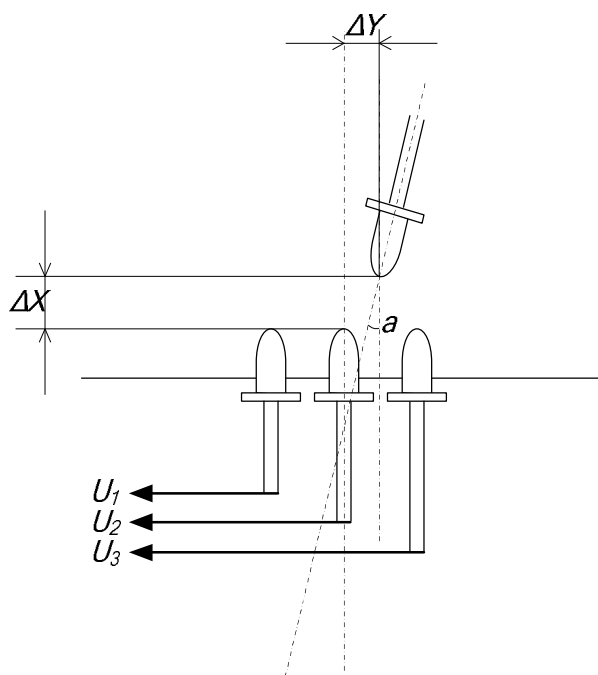


Рис. 3. Факторы, влияющие на параметр оптимизации

Границы области факторного пространства определены, исходя из рассуждений, что область эксперимента должна содержать в себе значения факторов, которые могут появиться вследствие неточной установки датчика на измеряемую поверхность, при этом корректность работы системы не должна нарушаться.

Для задания определенных уровней факторов в процессе экспериментирования используется платформа, конструкция которой приведена на рис. 4.

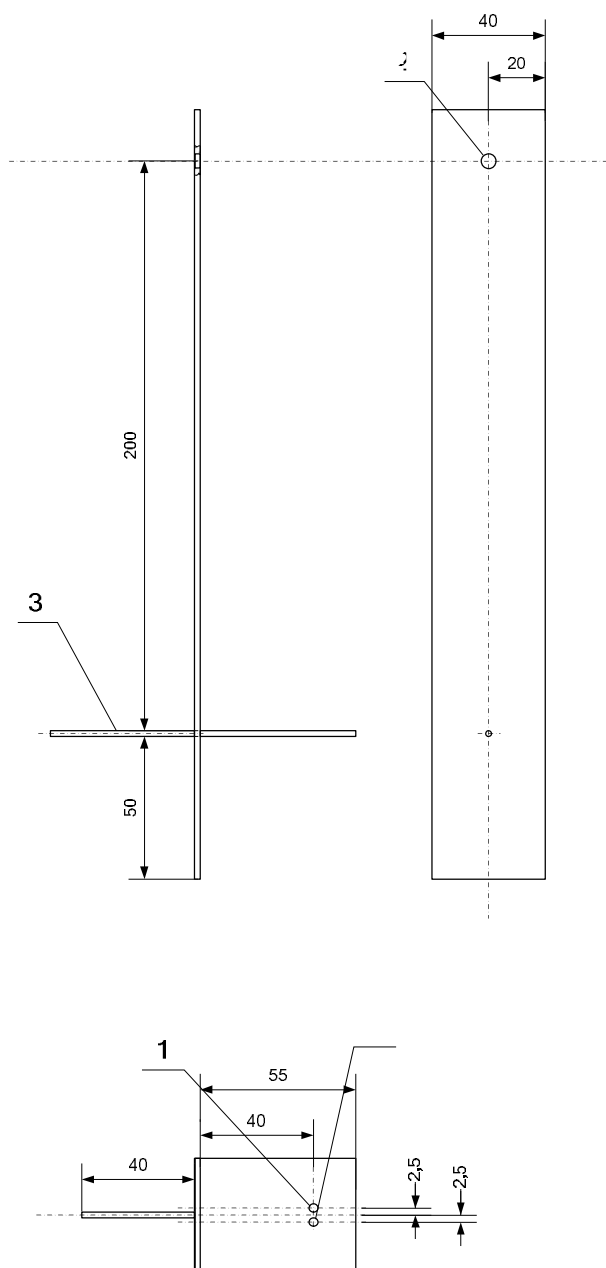


Рис. 4. Платформа, задающая значения факторов

В отверстиях 1 и 2 устанавливаются принимающие фототранзисторы. Положение отверстия 1 соответствует уровню «-1» фактора x_2 , положение отверстия 2 – уровню «+1» этого же фактора. Стержень 3 устанавливается в отверстие, находящееся на поверхности испытательного стенда. На эту же поверхность закрепляется и металлическая дуга измерющего устройства. Перемещением дуги на определенные дистанции относительно платформы устанавливается необходимое значение фактора x_3 . Отверстие 4 служит для закрепления платформы в угловом положении. Это отверстие совмещается с отверстием на поверхности испытательного стенда и

закрепляется болтовым соединением. При этом расположение отверстия на поверхности испытательного стенда соответствует заданному уровню фактора x_1 («-1» либо «+1»). Таким образом, платформа обеспечивает установку всех необходимых уровней имеющихся 3-х факторов.

Имеющиеся уровни факторов и интервалы варьирования удобно представить в форме табл. 1.

Таблица 1
Уровни и интервалы варьирования факторов

Факторы	Уровни факторов			Интервалы варьирования	Размерность
	-1	0	+1		
$x_1(\alpha)$	-3,5	0	3,5	3,5	град
$x_2(\Delta y)$	-2,5	0	2,5	2,5	мм
$x_3(\Delta x)$	0	2	4	2	мм

Принимая значение нижнего уровня за -1, а верхнего – за +1, для факторов с непрерывной областью определения всегда можно легко найти кодированное значение фактора:

$$x = \frac{\bar{x} - \bar{x}_0}{I}, \quad (2)$$

где $\bar{x}$ – натуральное значение фактора;

$\bar{x}_0$ – натуральное значение основного уровня;

I – интервал варьирования.

В случае полного факторного эксперимента 2^3 матрица планирования эксперимента (с учетом измерения напряжений с трех фототранзисторов) примет следующий вид (табл. 2):

Таблица 2
Матрица планирования эксперимента

№п/п	x_1	x_2	x_3	U_1	U_2	U_3
1	-1	-1	-1	U_{11}	U_{21}	U_{31}
2	+1	-1	-1	U_{12}	U_{22}	U_{32}
3	-1	+1	-1	U_{13}	U_{23}	U_{33}
4	+1	+1	-1	U_{14}	U_{24}	U_{34}
5	-1	-1	+1	U_{15}	U_{25}	U_{35}
6	+1	-1	+1	U_{16}	U_{26}	U_{36}
7	-1	+1	+1	U_{17}	U_{27}	U_{37}
8	+1	+1	+1	U_{18}	U_{28}	U_{38}

При помощи полного факторного эксперимента 2^3 функцию $U = f(x_1, x_2, x_3)$ можно интерполировать математической моделью в виде:

$$U = b_0 + b_1x_1 + b_2x_2 + b_3x_3 + b_{12}x_1x_2 + b_{13}x_1x_3 + b_{23}x_2x_3 + b_{123}x_1x_2x_3. \quad (3)$$

Коэффициенты b_0 , b_j можно вычислить по следующим формулам:

$$b_0 = \bar{U}; \quad (4)$$

$$b_j = \frac{\sum_{i=1}^N x_{ji} U_i}{N}. \quad (5)$$

Коэффициенты, начиная с b_{12} позволяют количественно оценивать эффект взаимодействия нескольких факторов. Для их вычисления необходимо расширить матрицу планирования эксперимента (табл. 3).

Таблица 3

Матрица планирования эксперимента 2^3 с учетом эффекта взаимодействия

№	x_1	x_2	x_3	x_1x_2	x_1x_3	x_2x_3	$x_1x_2x_3$
1	-1	-1	-1	+1	+1	+1	-1
2	+1	-1	-1	-1	-1	+1	+1
3	-1	+1	-1	-1	+1	-1	+1
4	+1	+1	-1	+1	-1	-1	-1
5	-1	-1	+1	+1	-1	-1	+1
6	+1	-1	+1	-1	+1	-1	-1
7	-1	+1	+1	-1	-1	+1	-1
8	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1

Значения в столбцах x_1x_2 – $x_1x_2x_3$ образуются путем перемножения значений в соответствующих ячейках столбцов x_1 , x_2 , x_3 и служат только для расчета. Используя данную матрицу, по аналогии с вычислением коэффициентов b_j находятся и оставшиеся коэффициенты.

После вычислений всех коэффициентов трех многочленов (для каждого из исследуемых приемников) необходимо проверить адекватность полученных математических моделей.

Для проверки гипотезы об адекватности можно использовать F-критерий (критерий Фишера) [4]:

$$F = \frac{S_{ад}^2}{S_{\{U\}}^2}, \quad (6)$$

где $S_{ад}^2$ – дисперсия адекватности; $S_{\{U\}}^2$ – дисперсия параметра оптимизации.

$$S_{ад}^2 = \frac{\sum_{i=1}^N \Delta U_i^2}{f}; \quad (7)$$

$$\Delta U_i = \bar{U} - U_i. \quad (8)$$

f – количество степеней свободы. Для полного факторного эксперимента 2^3 $f = 4$.

$$S_{\{U\}}^2 = \frac{\sum_{i=1}^N \sum_{q=1}^m (U_{iq} - \bar{U}_i)^2}{N(m-1)}. \quad (9)$$

Для вычислений по формуле (8) необходимо проводить повторные опыты в каждой точке эксперимента. Здесь m – количество повторных опытов, $\bar{U}_i$ – среднее значение выходного сигнала за m повторных наблюдений, N – число опытов в матрице планирования эксперимента.

При использовании критерия Фишера проверку гипотезы можно свести к сравнению с табличным значением [4]. Для этого необходимо выбрать уровень значимости, в данной задаче вполне достаточно 5%. Исходя из этого, табличное значение для степени свободы дисперсии адекватности $f_1 = 4$ и степени свободы дисперсии параметра оптимизации $f_2 = 2$ (для трех повторных опытов), имеем граничное табличное значение F-критерия: 6,9.

Для определения значимости коэффициентов математических моделей можно воспользоваться критерием Стьюдента. В данном случае определяется доверительный интервал Δb_j для коэффициентов. Коэффициент является значимым, если его абсолютное значение больше доверительного интервала. Для выявления доверительного интервала необходимо найти дисперсию искомого коэффициента и квадратичную ошибку коэффициентов:

$$S_{\{b_j\}}^2 = \frac{S_{\{U\}}^2}{N}; \quad (10)$$

$$S_{\{b_j\}} = +\sqrt{S_{\{b_j\}}^2}. \quad (11)$$

Используя полученную квадратичную ошибку коэффициентов, которая равна для всех коэффициентов многочлена, можно получить доверительный интервал:

$$\Delta b_j = \pm t S_{\{b_j\}}, \quad (12)$$

где t – значение критерия Стьюдента выбранное с 5%-ным уровнем значимости. В соответствии со значениями, приведенными в [4], $t = 2,776$.

В итоге, коэффициенты, признанные в результате расчетов незначимыми, отбрасываются, и математическая модель приобретает окончательный вид, используя который и можно производить оптимизацию по выбранному критерию.

Выводы

Научно-практическим итогом данной работы является разработка инновационной конструкции устройства для измерения угловых отклонений рулевых поверхностей. С применением планирования

эксперимента приведен способ оптимизирования исследуемого объекта по выходному параметру, снятому с трех фотоприемников, расположенных на металлической дуге датчика. Приведена формула математической модели, показано вычисление коэффициентов в ней. Описаны способы нахождения заключения об адекватности полученной модели и определения значимости коэффициентов.

Результаты работы необходимо применить непосредственно в проведении практического эксперимента. На основании полученных данных можно будет составить конкретные математические модели и провести оптимизацию.

Литература

1. Кошевой Н.Д. Универсальный фотозлектрический датчик углового перемещения рулевых поверхностей самолета / Н.Д. Кошевой, А.С. Оганесян // *Збірник наукових праць Військового інституту Київського національного університету імені*

Тараса Шевченка. – К.: ВІКНУ, 2007. – Вип. 11. – С. 34-37.

2. Оганесян А.С. Схемотехнические решения по проектированию оптического устройства для измерения угла поворота рулевой поверхности самолета / А.С. Оганесян, Н.Д. Кошевой, М.В. Цеховской // *Світлотехніка та електроенергетика. Міжнародний науково-технічний журнал.* – Х., 2009. – №3. – С. 75-78.

3. Кошевой Н.Д. Сравнительный анализ альтернативных элементных баз фотозлектрического датчика углового перемещения рулевых поверхностей самолетов Ан-74 и Ан-140 / Н.Д. Кошевой, А.С. Оганесян // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: Сб. науч. трудов Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ».* – Х.: НАКУ «ХАИ», 2008. – Вып. 38. – С. 223-229.

4. Адлер Ю.П. Планирование эксперимента при поиске оптимальных условий / Ю.П. Адлер, Е.В. Маркова, Ю.В. Грановский. – М.: Наука, 1976. – 279 с.

Поступила в редакцию: 20.11.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой информатики А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

ЗАСТОСУВАННЯ МЕТОДИКИ ПЛАНУВАННЯ ЕКСПЕРИМЕНТУ ПРИ ДОСЛІДЖЕННІ ПРИБОРУ ДЛЯ ВИМІРЮВАННЯ КУТОВИХ ВІДХИЛЕНЬ РУЛЬОВИХ ПОВЕРХОНЬ ЛІТАКА

А.С. Оганесян, М.Д. Кошовий, М.В. Цеховський, В.О. Гордієнко

Розглянуто науково-технічну проблему вимірювання кутових відхилень рульових поверхонь літального апарату. Запропоновано конструкторське рішення з реалізації основного елементу датчика – металевої дуги для встановлення фотоприймачів; наведено спосіб встановлення датчика на літак. Із застосуванням повного факторного експерименту 2^3 винайдена форма математичної моделі об'єкту. Розглянуто параметр оптимізації та впливаючі чинники. Надано теоретичний опис: перевірки моделі на адекватність, виявлення маючих та не маючих значення коефіцієнтів отриманої математичної моделі.

Ключові слова: вимірювання кутів, рульова поверхня, планування експерименту, оптимізація.

EXPERIMENT PLANNING METHOD'S APPLICATION IN ANALYSIS OF DEVICE FOR MEASURING ANGULAR DEVIATION AIRCRAFT'S STEERING SURFACES

A.S. Oganessian, M.D. Koshovy, M.V. Tschovsky, V.A. Gordienko

Scientific-technical problem of measuring aircraft steering surface's angle of deviation is viewed. Decision of sensor's main element (metallic arc for photo receivers mounting) constructive realization is offered. Scheme of installation sensor on airplane is presented. Mathematics model form concluded with application of full-factor experiment 2^3 . Optimization parameter and influencing factors are viewed. Model's adequacy checking and definition of significant and insignificant mathematics model's coefficients are theoretically overviewed.

Key words: angles measuring, steering surface, experiment planning, optimization.

Оганесян Артем Семенович – ассистент каф. 301, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: artiom.oganesyan@gmail.com.

Кошевой Николай Дмитриевич – д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой 303, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Цеховской Максим Владимирович – канд. техн. наук, доцент кафедры 303, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: tschovsky@rambler.ru.

Гордиенко Валентин Александрович – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры 303, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 517.977.58

С.И. ОСАДЧИЙ

Кировоградский национальный технический университет, Украина

НЕРЕКУРСИВНЫЙ КОМБИНИРОВАННЫЙ АЛГОРИТМ ФАКТОРИЗАЦИИ ПОЛИНОМИАЛЬНЫХ МАТРИЦ

В процессе классификации известных алгоритмов факторизации полиномиальных матриц в статье определены и представлены причины снижения точности ее результата. С помощью комплексного применения методов канонического разложения полиномиальных матриц, понижения порядка их элементов и понятия матричной знаковой функции обоснован новый комплексный алгоритм решения задачи факторизации. Его отличительной особенностью является исключение из перечня выполняемых операций поиска определителя исходной полиномиальной матрицы и определения его нулей.

Ключевые слова: полиномиальная матрица, факторизация, каноническое разложение, понижение порядка, матричная знаковая функция.

Введение

Общая характеристика проблемы. Одним из наиболее эффективных методов создания конкурентоспособных систем автоматического управления движением летательных аппаратов, в том числе беспилотных многомерных автономных подвижных, функционирующих в условиях стохастических внешних воздействий, является метод динамического проектирования оптимальных систем стабилизации [1].

Наиболее сложной задачей или даже проблемой при осуществлении этапов такого проектирования в частотной области является факторизация полиномиальных матриц с минимальной потерей значащих цифр.

Задача факторизации полиномиальных матриц, как показано, например, в работах [2 – 11], состоит в представлении положительно определенной матрицы A с элементами в виде полиномов комплексного аргумента $s=j\omega$ как произведений

$$A = N * N \quad (1)$$

или

$$A = N N^*, \quad (2)$$

где N – полиномиальная матрица (устойчивый результат факторизации), определитель которой является аналитической функцией в ППП комплексной переменной s ; „*” – знак эрмитового сопряжения матриц [12]. При этом произведение (1) называют правосторонней факторизацией, а (2) – левосторонней [13].

Анализ исследований и публикаций. Анализ многочисленных алгоритмов такой факторизации показал, что они могут быть разделены на две груп-

пы в зависимости от метода решения поставленной выше задачи. К первой группе относят алгоритмы [2, 3, 9–11], которые сводятся к последовательному исключению корней полинома-определителя исходной матрицы $|A|$ путем умножения ее слева и справа на специальным образом построенные матрицы. Умножение происходит до тех пор, пока не будет получена числовая матрица, факторизация которой тривиальна. Ко второй группе принадлежат методы [4 – 8], которые не предусматривают нахождения определителя исходной полиномиальной матрицы A , а сводят факторизацию к процедуре решения матричных алгебраических уравнений Риккати или Ляпунова.

Главные недостатки алгоритмов из первой группы связаны с невозможностью точного нахождения определителя полиномиальной матрицы A и особенно его корней, что может привести к катастрофической потере точности результата факторизации. В то же время, данные алгоритмы имеют потенциальную возможность получить не только матрицу N , но и обратную N^{-1} , что является достаточно важным не только для решения задач синтеза оптимальных многомерных систем в частотной области, но и для структурной идентификации.

Вторая группа методов выполняет операцию факторизации при условии наличия эффективных методов решения матричных уравнений указанного выше класса, но не позволяет получать обратную полиномиальную матрицу N^{-1} без выполнения специальных процедур обращения. Другим источником неприятностей при использовании данного подхода является внесение дополнительных нулей в определитель исходной матрицы в случае отличий в порядках полиномов ее элементов. Таким образом,

точность факторизации при применении методов данной группы также ограничена.

Цель статьи. Статья направлена на создание нового алгоритма решения задачи факторизации положительно определенной полиномиальной матрицы, который не требовал бы поиска полинома-определителя исходной матрицы и его нулей, а также позволял бы выполнять обращение полиномиальной матрицы.

1. Основные результаты исследования

Новый алгоритм базируется на трех подходах: канонического разложения полиномиальной матрицы [9], понижения порядков полиномов матрицы [2] и использования матричной знаковой функции для факторизации полиномов [14, 15].

В работе [9] доказано, что в случае, когда:

– исходная полиномиальная матрица A размерности $m \times m$ представленная в виде произведения

$$A = C \cdot D \cdot F, \quad (3)$$

где D – диагональная полиномиальная матрица

$$D = \begin{bmatrix} d_1 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & \cdots & d_m \end{bmatrix},$$

каждый последующий элемент (полином) главной диагонали которой d_i делится без остатка на предыдущий d_{i-1} , а C и F – неособенные полиномиальные матрицы с числовыми определителями;

– указанная выше матрица D представлена как

$$D = L \cdot L_*, \quad (4)$$

где L – диагональная полиномиальная матрица, определитель которой является аналитической в ППП функцией комплексного аргумента;

– получена положительно определенная полиномиальная квадратная неособенная эрмитова матрица с числовым определителем

$$N = L^{-1} \cdot C \cdot F_* \cdot L, \quad (5)$$

которая расщеплена так, что

$$N = P \cdot P_*, \quad (6)$$

то результат левосторонней факторизации исходной полиномиальной матрицы A из выражения (2) определяется как произведение

$$H = C \cdot L \cdot P. \quad (7)$$

Таким образом, процесс факторизации матрицы A сводится к последовательному выполнению четырех этапов: поиска матриц C , D , F и L^{-1} , необ-

ходимых для приведения A к диагональному виду в соответствии с выражениями (3); факторизации диагональной полиномиальной матрицы D (формула (4)); факторизации полиномиальной матрицы с числовым определителем N из соотношения (6) и вычисления результата H на основе алгоритма (7).

Поиск матриц C , D , F и L^{-1} для представления исходной матрицы A в каноническом виде (3) происходит на первом этапе путем ее умножения на соответствующим образом построенные элементарные матрицы $S^{(1)}$, $S^{(2)}$, $S^{(3)}$ и $T^{(1)}$, $T^{(2)}$, $T^{(3)}$, такие что

$$D = S^{(0)} \cdot A \cdot T^{(0)}, \quad (8)$$

где

$$\tilde{N}^{-1} = S^{(0)} = \prod_{i=1}^{n1} S_i^{(k)}; F^{-1} = T^{(0)} = \prod_i^{n2} T_i^{(k)}; \\ \forall k = 1, 2, 3; \tilde{N} = \left(S^{(k)} \right)^{-1}; F = \left(T^{(k)} \right)^{-1}; \quad (9)$$

$S^{(1)}$, $T^{(1)}$ – диагональные матрицы, все диагональные элементы которых кроме i -го равняются 1, а i -й элемент – некоторая константа;

$S^{(2)}$, $T^{(2)}$ – элементарные матрицы, все диагональные элементы которых равняются единице, все боковые элементы за исключением $S_{k,j}^{(2)}$ и $T_{i,k}^{(2)}$ равняются нулю;

$S^{(3)}$, $T^{(3)}$ – квадратные матрицы, все диагональные элементы которых – единицы кроме $S_{ii}^{(3)}=0$ и $T_{ii}^{(3)}=0$, а недиагональные элементы – нули за исключением $S_{ik}^{(3)}=1$ и $T_{ki}^{(3)}=1$. Порядок умножения в формулах (9), количества сомножителей $n1$ и $n2$, класс элементарной матрицы и значения ее элементов зависят от исходных данных и определяются циклически.

В терминах работы [9] преобразование матрицы A к диагональному виду D осуществляется в результате выполнения следующих операций:

а) перестановкой столбцов и строк матрицы A путем формирования $S^{(3)}$, $T^{(3)}$ и соответствующего умножения достичь того, чтобы полином $a_{11}(s)$ имел наименьший порядок среди всех элементов A ;

б) в результате деления элементов первой строки и первого столбца на полином $a_{11}(s)$ определить номер k столбца или строки, где находится полинома остаток с минимальным порядком;

с) построить матрицу $T^{(2)}$ или $S^{(2)}$ в зависимости от результата выполнения операции б), так, чтобы $T_{1,k}^{(2)}$ равнялось частному от деления $-a_{1k}(s)$ на $a_{11}(s)$, или чтобы $S_{k,1}^{(2)}$ равнялось частному от деления $-a_{k1}(s)$ на $a_{11}(s)$, и осуществить соответствующее умножение $A=A \cdot T^{(2)}$ или $A=S^{(2)} \cdot A$;

д) перестановкой столбцов и строк матрицы A путем формирования $S^{(3)}$ и $T^{(3)}$ и соответствующего умножения достичь того, чтобы полином $a_{11}(s)$ имел наименьший порядок среди всех элементов A ;

е) операции б) – с) повторять до тех пор, пока все полиномы в первом столбце и в первой строке A будут делиться без остатка на элемент $a_{11}(s)$;

ф) для всех $k=2, m$ построить матрицы $T^{(2)}$ или $S^{(2)}$ так, чтобы элемент $T^{(2)}_{1,k}$ равнялся частному от деления $-a_{1k}(s)$ на $a_{11}(s)$, или чтобы элемент $S^{(2)}_{k,1}$ равнялся частному от деления $-a_{k1}(s)$ на $a_{11}(s)$, и выполнить соответствующее умножение $A=A \cdot T^{(2)}$ или $A=S^{(2)} \cdot A$. В итоге будет сформирована матрица A вида

$$A = \begin{bmatrix} a_{11}(s) & 0 & \dots & 0 \\ 0 & a_{22}(s) & \dots & a_{2m}(s) \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & a_{m2}(s) & \dots & a_{mm}(s) \end{bmatrix}; \quad (10)$$

г) в результате повторения процедур а) – ф) для остальных строк матрицы A , начиная со второй, привести ее к диагональной форме и принять, что

$$D = A.$$

Таким образом, в результате выполнения операций первого этапа определяются искомые полиномиальные матрицы C , D , F и обратные к ним, которые составляют необходимые данные для выполнения алгоритма (4) – (7).

Операции второго этапа факторизации предназначены для поиска диагональных матриц L и L^{-1} из выражения (4). Это предполагает представление диагонального полинома d_i матрицы D в виде

$$d_i(s) = b(s) = a(s)a(-s),$$

где $b(s)$ – полином четной степени, который равен

$$b(s) = s^{2n} + b_2 s^{2n-2} + \dots + b_{2n};$$

$a(s)$ – полином степени n с устойчивыми нулями.

Традиционный подход к решению данной задачи (поиска представления (11)) предусматривает нахождение всех корней полинома $d_i(s)$. Выполнения данной операции можно избежать с помощью метода, примененного в работе [15] для сепарации дробно-рациональной функции.

Алгоритм вычислений, реализующий такой метод, основан на представлении нормализованного полинома $d_i(s)$, который не имеет нулей на мнимой оси комплексной плоскости, в виде передаточной функции

$$\frac{1}{b(s)} = \frac{1}{a(s) \cdot a(-s)} = c(E \cdot s - A)^{-1} d, \quad (12)$$

где

$$A = \begin{bmatrix} 0 & E_{2n-1} \\ -b_{2n} & 0 \dots -b_2 0 \end{bmatrix};$$

$$c = [1, 0, \dots, 0]; \quad d' = [0, \dots, 0, 1],$$

и заключается в определении полинома $a(s)$ как результата выполнения следующих действий:

– нахождение матричной знаковой функции, как предела вида [14, 15]:

$$\text{sign}A = \lim_{k \rightarrow 2n} A_k, \quad (13)$$

в котором матрицы A_k определяются на основе выполнения рекуррентной процедуры

$$g_k = \frac{1}{1 + |A_k|_{2n}}, \quad q_k = 1 - g_k,$$

$$A_0 = A, \quad A_{k+1} = g_k \cdot A_k + q_k \cdot A_k^{-1};$$

– построение проекторов A^+ на A_- , которые отображают положительную и отрицательную части спектра матрицы A на инвариантные подпространства так, что

$$\frac{1}{b(s)} = c(Es - AA_+)^{-1} A_+ d +$$

$$+ c(Es - AA_-)^{-1} A_- d$$

на основе алгоритма

$$A_+ = (E - \text{sign}A)/2,$$

$$A_- = (E + \text{sign}A)/2; \quad (14)$$

(11) формирование вспомогательной блочной матрицы X в виде

$$X = \begin{bmatrix} c(AA_+)^{n+1} & \dots & c(AA_+)' \end{bmatrix}; \quad (15)$$

– нахождение элементов последней строки матрицы U , которая приводит X к блочно-треугольной форме

$$U \cdot X = \begin{bmatrix} \triangleleft & 0 & n \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}; \quad (16)$$

– определение коэффициентов искомого полинома $a(s)$ в порядке уменьшения показателей степени, которые являются элементами последней строки матрицы U .

Определение $\text{sign}A$ в соответствии с выражением (13) рекурсивным образом вызывает появление погрешностей в коэффициентах, которые могут быть уменьшены, в результате решения полиномиального уравнения

$$b(s) - a(s)a(-s) = a(s)e(-s) + a(-s)e(s) \quad (17)$$

относительно полиномов поправок $e(s)$. Уточненные коэффициенты искомого полинома определяются из формулы $a(s)=a(s)+e(s)$, причем уточнение происходит до тех пор, пока разность $b(s)-a(s)a(-s)$ не станет постоянной.

Повторение действий, предусмотренных алгоритмом (13) – (16) для всех элементов главной диагонали матрицы D позволяет найти все полиномиальные элементы матрицы L . Если

$$d_i(s) = b_{2n},$$

то

$$a_i(s) = \sqrt{b_{2n}}.$$

Элементы главной диагонали матрицы L^{-1} находят в результате обращения соответствующих полиномов матрицы L .

Цель третьего этапа заключается в факторизации полиномиальной эрмитовой матрицы N с числовым определителем. Для ее достижения целесообразно использовать этапы понижения порядков полиномов и разложением числовой матрицы на произведение двух треугольных из алгоритма факторизации Девиса, приведенного в статье [2].

Работа данного алгоритма основана на выполнении двусторонних умножений исходной матрицы N на элементарные матрицы T_i и T_i^* , определенные так, что после m повторов этой операции N превращается в положительно определенную числовую симметричную матрицу V :

$$V = T_m T_{m-1} \dots T_1 N T_1^* \dots T_{m-1}^* T_m^*. \quad (18)$$

Если полученную таким образом матрицу V представить в виде произведения двух треугольных матриц

$$V = V_0 \cdot V_0', \quad (19)$$

где „ $'$ ” – означает операцию транспонирования, а вместо N в соотношение (18) подставить произведение (6), то должно выполняться условие

$$V_0 = T_m \cdot T_{m-1} \dots T_1 \cdot P. \quad (20)$$

Исходя из уравнения (20), искомая матрица P определяется следующим образом:

$$P = T_1^{-1} \dots T_{m-1}^{-1} \cdot T_m^{-1} \cdot V_0, \quad (21)$$

а обратная к ней матрица P^{-1} равняется

$$P^{-1} = V_0^{-1} \cdot T_m \cdot T_{m-1} \dots T_1. \quad (22)$$

Количество, структура и параметры матриц в соотношениях (21) и (22) зависят от структуры и параметров полиномов, которые входят в полиномиальную матрицу N с числовым определителем.

Четвертый этап факторизации предусматривает определение матрицы H из уравнения (7) и обратной к ней матрицы H^{-1} на основе следующей формулы

$$H^{-1} = P^{-1} \cdot L^{-1} \cdot C^{-1}. \quad (23)$$

Таким образом, получен алгоритм решения задачи левосторонней факторизации (2), который не требует ни нахождения корней определителя полиномиальной матрицы, ни поиска решения матричного алгебраического уравнения Риккати, и позволяет найти как прямую H , так и обратную к ней матрицу H^{-1} .

2. Пример использования алгоритма

В работе [16] (с. 63) приведен пример синтеза оптимального по квадратичному критерию качества многомерного регулятора, в ходе выполнения которого необходимо факторизовать положительно определенную полиномиальную матрицу

$$\Phi' = \begin{bmatrix} -2s^2 + 1 & 3s^2 - 7s - 5 \\ 3s^2 + 7s + 5 & -5s^2 + 41 \end{bmatrix}. \quad (24)$$

В результате канонического разложения матрицы (24), выполненного на первом этапе предложенного алгоритма, установлено, что матрицы C , F и D имеют вид:

$$\begin{aligned} C &= \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ -0,286s^3 - 0,142s^2 + 2,143s - 0,429 & 1 \end{bmatrix} \\ F &= \begin{bmatrix} -4s^2 + 2 & 6s^2 + 14s - 10 \\ -0,286s - 0,143 & 0,429s + 2,143 \end{bmatrix}, \\ D &= \begin{bmatrix} 5 & 0 \\ 0 & 2s^4 - 16s^2 + 32 \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (25)$$

Матрицы C и F обладают числовыми определителями, а определитель матрицы D совпадает с определителем исходной матрицы (24).

Факторизация диагональной полиномиальной матрицы D в соответствии с выражением (4) сводится к факторизации полинома d_2 , который с учетом соотношения (25) равен

$$d_2 = 2(s^4 - 8s^2 + 16). \quad (26)$$

После представления этого полинома выражениями (12) на втором этапе факторизации в соответствии с алгоритмом (13) найдена матричная знаковая функция

$$\text{sign}A = \begin{bmatrix} 0 & 0,75 & 0 & -0,0625 \\ 1 & 0 & 0,25 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0,25 \\ -4 & 0 & 3 & 0 \end{bmatrix},$$

подстановка которой в уравнение (14) позволила найти проектор A_+ , который соответствует устойчивым нулям функции (26)

$$A_+ = \begin{bmatrix} 0,5 & -0,375 & 0 & 0,03125 \\ 0,5 & 0,5 & -0,125 & 0 \\ 0 & -0,5 & 0,5 & -0,125 \\ 2 & 0 & -1,5 & 0,5 \end{bmatrix}.$$

Теперь, согласно выражению (15), может быть определена вспомогательная матрица X:

$$X = \begin{bmatrix} 2 & 0 & -1,5 & 0,5 \\ 0 & -0,5 & 0,5 & -0,125 \\ -0,5 & 0,5 & -0,125 & 0 \end{bmatrix}, \quad (27)$$

которую с помощью некоторой числовой матрицы U необходимо привести к блочно-треугольному виду (16). Как показано выше, элементы последней строки U представляют собой коэффициенты результата факторизации полинома в порядке убывания степеней. Следовательно, полностью формировать матрицу преобразования U нет необходимости, а достаточно сформировать на основе (16) и (27) систему уравнений, определяющих лишь элементы последней ее строки.

Для вспомогательной матрицы (27) справедлива следующая система однородных алгебраических уравнений, записанная в матричной форме

$$\begin{bmatrix} 2 & 0 & -0,5 \\ 0 & -0,5 & 0,5 \\ -1,5 & 0,5 & -0,125 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} a_0 \\ a_1 \\ a_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

где a_0, a_1, a_2 – коэффициенты искомого полинома (элементы последней строки матрицы U). Поскольку коэффициент при старшей степени a_0 равен единице, то

$$a_1 = 4, \quad a_2 = 4.$$

Таким образом, результат факторизации матрицы (25) имеет вид

$$L = \begin{bmatrix} \sqrt{5} & 0 \\ 0 & \sqrt{2}(s^2 + 4s + 4) \end{bmatrix}. \quad (28)$$

Подстановка результатов (25) и (28) на третьем этапе в формулу (5) позволила найти следующую неособенную положительно определенную полиномиальную матрицу N с числовым определителем

$$N = \begin{bmatrix} -4s^2 + 2 \\ -0,571s^3 + 2s^2 - 1,143s - 1,143 \\ 0,571s^3 + 2s^2 + 1,143s - 1,143 \\ 0,0816s^4 - 0,6328s^2 + 1,153 \end{bmatrix}, \quad (29)$$

которая подлежит факторизации. Поскольку матрица (29) имеет числовой определитель, то для нахождения полиномиальной матрицы P использована

операция понижения порядка по Девису и получено следующее выражение

$$P = \begin{bmatrix} 2s - 0,2 & -1,4 \\ 0,286s^2 - 1,029s + 0,814 & -0,2s + 0,7 \end{bmatrix}.$$

На четвертом этапе, перемножив согласно (7) матрицы C, L и P, найден результат факторизации исходной матрицы (24) в виде

$$H = \sqrt{2} \begin{bmatrix} s - 0,1 & -0,7 \\ -1,5s + 3,3 & 0,5s + 3,1 \end{bmatrix},$$

который полностью соответствует примеру, представленному в работе [16].

Выводы

Применение методов канонического разложения полиномиальных матриц, понижения порядка их элементов и матричных знаковых функций позволило получить новый комбинированный алгоритм факторизации полиномиальных матриц.

Обоснованный в статье алгоритм не требует поиска полинома определителя исходной матрицы, его корней и не предполагает поиска решений матричных алгебраических уравнений Риккати или Ляпунова. Наибольший выигрыш от использования данного алгоритма достигается, если, во-первых, порядки полиномов исходной матрицы значительно отличаются и, во-вторых, в полиноме определителе есть кратные корни.

Литература

1. Азарсков В.Н. Методология конструирования оптимальных систем стохастической стабилизации: монография / В.Н. Азарсков, Л.Н. Блохин, Л.С. Житецкий. – К.: Изд. НАУ, 2006. – 437 с.
2. Davis M.C. Factoring the spectral matrix / M.C. Davis // IEEE Trans. Automat. Contr. – 1963. – AC-8, N 4. – P. 296-305.
3. Янушевский Р.Т. Теория линейных оптимальных многосвязных систем управления / Р.Т. Янушевский. – М.: Наука, 1973. – 464 с.
4. Алиев Ф.А. Факторизация полиномиальных матриц относительно мнимой оси и единичной окружности / Ф.А. Алиев, В.А. Бордюг, В.Б. Ларин // Автоматика. – 1989. – №4. – С. 51-58.
5. Ларин В.Б. Обобщенное уравнение Ляпунова и факторизация матричных полиномов / В.Б. Ларин // Автоматика. – 1992. – №6. – С. 3-8.
6. Ларин В.Б. Обобщенное уравнение Риккати, ортогональные проекторы и факторизация матричных полиномов / В.Б. Ларин // Автоматика. – 1989. – №6. – С. 70-74.
7. Алиев Ф.А. Временные и частотные методы синтеза оптимальных регуляторов / Ф.А. Алиев,

В.А. Бордюг, В.Б. Ларин. – Баку: Ин-т физики АН Азербайджанской ССР, 1988. – 46 с. (Препринт №293/ АН Азербайджанской ССР. Ин-т физики).

8. Лямпе Б.П. Факторизация рациональных матриц в задачах синтеза импульсных систем / Б.П. Лямпе, Е.Н. Розенвасер // Автоматика и телемеханика. – 2001. – №6. – С. 69-84.

9. Лифшиц Н.А. Корреляционная теория оптимального управления многомерными процессами / Н.А. Лифшиц, В.И. Виноградова, Г.А. Голубев. – М.: Сов. радио, 1974. – 328 с.

10. Callier F.M. On polynomial matrix spectral factorization by symmetric extraction / F.M. Callier // IEEE Trans. Automat. Contr. – 1985. – AC-30, N 5. – P. 453-464.

11. Youla D.C. On the factorization of rational matrix / D.C. Youla // IRE Trans. Inform. Theory. – 1961. – V.7, N3. – P. 172-179.

12. Гантмахер Ф.Р. Теория матриц; 4-е изд. / Ф.Р. Гантмахер. – М.: Наука, 1988. – 552 с.

13. Kucera V. Discrete line control: the polynomial equation approach / V.Kucera. – Praha: Akademia, 1979. – 206 p.

14. Balzer L.A. Accelerated convergence of matrix sign function method of solving Lyapunov, Riccati and other matrix equations / L.A. Balzer // INT. Control. – 1980. – Vol.32., No. 6. – P. 1057-1078.

15. Алиев Ф.А. H_2 – оптимизация и метод пространства состояний в задаче синтеза оптимальных регуляторов / Ф.А. Алиев, В.А. Бордюг, В.Б. Ларин. – Баку: ЭЛМ, 1991. – 326 с.

16. Оптимизация линейных инвариантных во времени систем управления: монография / Ф.А. Алиев, В.Б. Ларин, К.И. Науменко, В.Н. Сунцев. – К.: Наук. думка, 1978. – 327 с.

Поступила в редакцию: 24.11.2009

Рецензент: д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры автоматизации производственных процессов А.Н. Рева, Кировоградский национальный технический университет, Кировоград, Украина.

НЕРЕКУРСИВНИЙ КОМБІНОВАНИЙ АЛГОРИТМ ФАКТОРИЗАЦІЇ ПОЛІНОМІАЛЬНИХ МАТРИЦЬ

С.І. Осадчий

У процесі класифікації відомих алгоритмів факторизації поліноміальних матриць у статті визначені та представлені причини зменшення точності її результату. З допомогою комплексного застосування методів канонічного розкладання поліноміальних матриць, зниження порядків їх елементів та поняття матричної знакової функції обґрунтовано новий комплексний алгоритм рішення задачі факторизації. Його характерною рисою є виключення з переліку виконуваних операцій пошуку визначника вихідної поліноміальної матриці та його нулів.

Ключові слова: поліноміальна матриця, факторизація, канонічне розкладання, зменшення порядку, матрична знакова функція.

UNRECURSIVE COMBINED ALGORITHM OF POLYNOMIAL MATRICES FACTORIZATION

S.I. Osadchiy

During classification process of the polynomial matrices factorization algorithms author have been certain and represented reasons of its result exactness decline. By complex application of the canonical polynomial matrices decomposition methods, deflations their elements and concept of matrix sign function the new complex algorithm of the factorization task decision is grounded. Exception of the initial polynomial matrix determinant search and determination of its zeros from the list of executable operations are the main distinctive feature of new algorithm.

Key words: polynomial matrix, factorization, canonical decomposition, order deflation, matrix sign function.

Осадчий Сергей Иванович – канд. техн. наук, доцент, заведующий кафедры автоматизации производственных процессов Кировоградского национального технического университета, e-mail: srg2005@ukr.net.

УДК 621.454:532.525

В.В. СПЕСИВЦЕВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

НЕОБХОДИМЫЕ И ДОСТАТОЧНЫЕ УСЛОВИЯ ОТРЫВА СТРУИ ОТ СТЕНОК СОПЛА НА РЕЖИМЕ ПЕРЕРАСШИРЕНИЯ

На основе введенного понятия протяженная волна разрежения (ПВР) построена модель отрывного течения в сверхзвуковом сопле. Разработаны основные условия существования ПВР при отрыве потока. Установлено, что расчеты по разработанной теории совпадают с экспериментом только в случае наступления критического режима. Введена поправка на отклонение турбулентности потока в сечении отрыва от турбулентности критического режима. Теория позволяет учитывать влияние состава газа и его неосевого выхода из сопла в месте отрыва. Установлены некоторые особенности отрывного течения в профилированном сопле. Сравнение теории с экспериментальными исследованиями указывает на хорошую сходимость результатов. В реальных диапазонах чисел Маха и углов наклона стенки сопла к оси средние абсолютные отклонения предельных отношений давлений на скачке не превышают 6%.

Ключевые слова: ракетный двигатель, растроб сопла, режим перерасширения, свободная струя, отрыв потока, критический режим.

Принятые условные обозначения

ПВР – протяженная волна разрежения;
ПСК – протяженный скачок уплотнения;
 p_2 – давление за скачком уплотнения;
 p_1 – давление в невозмущенном потоке;
 m – предельное отношение давлений на скачке;
 $\pi(\lambda)$, $\tau(\lambda)$, $q(\lambda)$, $z(\lambda)$ – газодинамические функции;
 $\Pi_n = p_k / p_n$ – располагаемый перепад давлений;
 F – площадь поперечного сечения струи;
 κ – отношение теплоемкостей газа;
 $p_n = p_a / p_n$ – степень нерасчетности сопла;
 β – угол наклона стенки сопла к оси.

Индексы

n – параметры при расширении газа до давления окружающей среды;
 a – параметры среза сопла;
 0 – входное сечение бочки;
 c – среднее сечение бочки;
 t – теоретическое значение;
 $оп$ – экспериментальное значение;
 $кр$ – параметры в критическом сечении сопла;
 $*$ – критический режим предельного отношения давлений.

Введение

Режим перерасширения газов в сопле ракетного двигателя является наименее изученным. При некоторых условиях полета ракеты или режима ра-

боты двигателя в сопле возникает отрыв потока от стенок, который существенным образом снижает энергетические характеристики двигателя.

Анализ результатов экспериментов в соплах с отрывом показал, что можно выделить две количественные характеристики отрывного течения: это отношение давления за скачком, вызывающим отрыв, p_2 к давлению в невозмущенном потоке p_1 перед сечением отрыва, а также отношение давления окружающей среды p_n к давлению p_2 [1].

Количественно режим отрыва газа от стенок сопла определяют предельным отношением давлений

$$m = \frac{p_2}{p_1} \frac{p_n}{p_2}. \quad (1)$$

Отмечается, что при углах наклона стенки сопла к оси $\beta \geq 15^\circ$ давление за скачком можно принимать равным давлению окружающей среды, т.е. $p_2 = p_n$ [1]. Это означает, что, в случае нахождения сечения отрыва внутри растроба сопла эжектирующим действием струи на эпюру давлений на стенке сопла от сечения отрыва до сечения среза можно пренебречь. Если отрывной режим наступает на срезе сопла, то второй член уравнения (1) превращается в единицу, а само уравнение упрощается и принимает вид $m = p_2 / p_1$. Для среза сопла в стандартных обозначениях давлений это выражение запишем $m = p_n / p_a$, а ее обратная величина соответствует предельной степени нерасчетности истечения из

сопла $n_H = 1/m$. В дальнейшем будем рассматривать условия отрывного режима на срезе сопла когда $p_2 = p_H$.

1. Основные положения теории

Новизна подхода заключается в рассмотрении возможностей перерасширения газа в свободной струе [2]. При течении газа по каналу раструба сопла его поперечное сечение может возрастать неограниченно в соответствии с понижением противодавления и с ростом поперечного сечения сопла, а при течении газа в свободном пространстве, когда на границах струи действует давление окружающей среды, поперечное сечение струи имеет вполне конкретные размеры, которые определяются возможностями перерасширения газа. Сопоставление этих течений на границе их раздела (сечение бочки на срезе сопла) позволяет получить условия отрыва потока от стенок сопла на его выходе.

Использование термина *бочка* характеризует внешнюю форму струйного течения газа в сверхзвуковом ее участке, но не отражает физическую картину течения, чтобы использовать этот термин в построении расчетных моделей течения.

Вместо термина бочка будем использовать термины: протяженная волна разрежения (ПВР) и протяженный скачок уплотнения (ПСК). Дадим определение этим понятиям и опишем физические процессы в них. ПВР (ПСК) – это локальная область сверхзвукового течения, ограниченная двумя сечениями для входа и выхода газа, удаленных друг от друга на некотором расстоянии, и боковой поверхностью, граничащей с окружающей средой с постоянными параметрами.

В ПВР происходят процессы расширения и перерасширения газа в волнах разрежения. При истечении из звукового сопла во входном сечении ПВР $\lambda_0 = 1,0$, в ее максимальном сечении скорость равна λ_c . Расширение газа от $\lambda_0 = 1,0$ до λ_c происходит в ПВР под действием располагаемого перепада давлений P_H и давления окружающей среды. Оба эти сечения – плоские.

В случае истечения газа из сверхзвукового сопла на его срезе имеется поперечная составляющая скорости и это сечение не является плоским. Ускорение газа происходит частично в сопле от $\lambda_{кр} = 1,0$ до λ_a и частично в ПВР от λ_a до λ_c . В этом случае раструб сопла соответствует эквивалентный участок ПВР – участок псевдобочки. Линейные осевые размеры действительного и эквивалентного участков ПВР могут быть определены [3]. Входное сечение эквивалентного участка ПВР – плоское, а скорость

$\lambda_0 > 1,0$ за счет дополнительного импульса, создаваемого стенками раструба сопла.

ПСК своим максимальным сечением присоединен к максимальному сечению ПВР, где скорость газа λ_c . В ПСК происходит процесс сжатия газа в волнах сжатия, в косых и в центральном прямом скачках уплотнения. Осевые размеры ПСК определяются как и для ПВР.

Рассмотрим особенности течения газа в ПВР свободной струи за срезом сопла. Для такого анализа используют одномерные уравнения сохранения расхода и импульса, записанные через газодинамические функции [4]:

$$q(\lambda) = \frac{1}{\sigma} \frac{1}{f} (\lambda_{нач}), \quad (2)$$

$$z(\lambda) = z(\lambda_{нач}) + \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \frac{f-1}{P_H q(\lambda_{нач})}. \quad (3)$$

Здесь λ и f – неизвестные скорость и относительная площадь газового потока, $f = F/F_{нач}$. Максимальному сечению ПВР соответствует решение этих уравнений в области $\lambda > \lambda_H$, а минимальному – соответственно $\lambda < \lambda_H$.

При определении параметров в сечениях ПВР коэффициент восстановления давления $\sigma = 1,0$, так как при расширении газа нет потерь полного давления. Течение на участке ПСК сопровождается потерями полного давления в скачках уплотнения, поэтому здесь необходимо принимать $\sigma < 1,0$.

В струях, истекающих из сверхзвукового сопла, сечение взаимодействия ПВР и среза сопла не является одномерным за счет наклона (β_a) стенки сопла к оси. Для учета неоднородности течения газа на срезе сопла вводим обобщенные соотношения газодинамических функций на случай радиальной составляющей скорости ($\alpha \neq 0$):

$$q(\lambda, \alpha) = q(\lambda) \cos \alpha, \quad (4)$$

$$z(\lambda, \alpha) = \frac{1}{\cos \alpha} \left[\left(\frac{2k}{k+1} \cos^2 \alpha - \frac{k-1}{k+1} \right) \lambda + \frac{1}{\lambda} \right]. \quad (5)$$

Течение газа в сопле, например коническом, с углом наклона стенки к оси β_a , можно рассматривать как область течения из источника, заключенного между осью сопла и крайней струйкой, наклоненной к оси под углом β_a . Углы наклона струек газа по сечению меняются от нуля на оси сопла до значений β_a у стенки. Среднее значение угла наклона на выходе из сопла запишется уравнением

$$\cos \alpha = (1 + \cos \beta_a) / 2. \quad (6)$$

Параметры во входном сечении ПВР, эквивалентной соплу, λ_0 и f_0 находим по известным па-

раметрам газа на срезе сопла из уравнений (2) и (3). Эти уравнения преобразуются с учетом (4) и (5) и имеют вид

$$q(\lambda) = \frac{1}{\sigma f} q(\lambda_a, \alpha), \quad (7)$$

$$z(\lambda) = z(\lambda_a, \alpha) + \left(\frac{\kappa+1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \frac{f-1}{\Pi_H q(\lambda_a, \alpha)}. \quad (8)$$

Рассчитанные значения параметров во входном сечении ПВР, эквивалентной соплу, по уравнениям (7) и (8) соответствуют случаю, когда ПВР вырождается, и ее выходное сечение сливается со срезом раструба сопла ($\lambda_c = \lambda_a$). В этом случае имеет место минимальное значение Π_H , ниже которого решение системы уравнений (7) и (8) отсутствует. При дальнейшем снижении Π_H λ_c и f_c уменьшаются, что будет соответствовать меньшему поперечному сечению среза сопла и выходное сечение ПВР должно сместиться внутрь раструба. Сечение с параметрами λ_c и f_c является входным для ПСК. Следовательно, ПСК смещается внутрь раструба сопла, оказываясь присоединенным к его стенкам внутри, что наблюдается как отрыв потока от стенок сопла на срезе. При дальнейшем снижении Π_H ПСК движется внутри сопла в направлении к критическому сечению, его осевой размер (толщина) непрерывно уменьшается. При достижении критического значения Π_H ПСК устанавливается в критическом сечении сопла, а он сам вырождается, превращаясь в плоскую волну разрежения-сжатия с толщиной, равной нулю.

В общем случае для ПВР, эквивалентной раструбу сопла, $1,0 < \lambda_0 < \lambda_a$, при очень больших Π_H $\lambda_0 \rightarrow \lambda_a$ [3]. В рассматриваемом случае решение уравнений (7) и (8) показывает, что предельному минимальному значению Π_H соответствует скорость на входе в ПВР, эквивалентной соплу, $\lambda_0 = 1,0$.

Итак, условия существования ПВР, эквивалентной раструбу сопла с параметрами газа на срезе λ_a , β_a , F_a , будут следующие: входное сечение одномерное $\lambda_0 = 1,0$, его площадь $F_0 = F_{кр}$; параметры выходного сечения соответствуют параметрам среза сопла, т.е. $\lambda_c = \lambda_a$; $\beta_c = \beta_a$; $F_c = F_a$. Этим параметрам ПВР соответствует минимально возможное значение располагаемого перепада давлений Π_H . Для определения значения Π_H , соответствующего отрыву потока, воспользуемся уравнением (8). В этом уравнении известны параметры газа во входном и выходном сечениях ПВР, единственное неизвестное – Π_H . Выберем в качестве начального сечения вход-

ное сечение ПВР с параметрами $\lambda_0 = 1,0$ и $F_0 = F_{кр}$, тогда $z(\lambda_0) = 2$; $f_a = F_a / F_{кр}$. Выразим из уравнения (8) зависимость располагаемого перепада давлений

$$\Pi_H = \frac{p_k}{p_H} = \frac{f_a - 1}{\left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{1}{\kappa-1}} [z(\lambda_a, \alpha) - 2]}. \quad (9)$$

Известно, что течение газа по каналу раструба сопла происходит под действием перепада давлений

$$\Pi_a = \frac{p_k}{p_a} = 1 / \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_a^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}. \quad (10)$$

Отношение уравнений (9) и (10) дает выражение базового предельного теоретического отношения давлений при отрыве

$$m_0 = \frac{\Pi_a}{\Pi_H} = \frac{p_H}{p_a}. \quad (11)$$

Расчеты с использованием базового решения имеют удовлетворительную сходимость результатов с экспериментом в области малых чисел Маха на срезе сопла ($M_a \sim 2,0$) [2]. Поведение линии регрессии опытных значений, вычисленных, например, по эмпирической формуле И.П. Некрасова, и базовой теоретической кривой представляют собой «ножницы». Пересечение их образует локальную область, в которой находится точное решение (11). При удалении от этой локальной области вправо или влево абсолютное значение отклонений теории и эксперимента возрастают. Сравнение и анализ этих отклонений показывает на правильность базового теоретического решения только для одного единственного случая, соответствующего второму критическому режиму истечения.

При исследованиях сверхзвуковых струй установлен второй критический режим, когда в струе возникает кризис, с наступлением которого не изменяется средняя переносная скорость в бочке [3]. Второй критический режим наступает, когда отношение давлений на срезе сопла и окружающей среды равно критическому. Истечение из сопла происходит в неподвижную среду, поэтому давление p_H одновременно является полным. Тогда условие появления второго критического режима запишется уравнением

$$m_0^* = 1 / \pi(1). \quad (12)$$

Многочисленные экспериментальные исследования отрывных течений позволили установить, что отношение p_2 / p_1 не зависит от типа отрывного течения в сверхзвуковом потоке. Это отношение является обобщенной закономерностью отрывных течений при различных случаях взаимодействия (течения в соплах, обтекание тупого угла, крылово-

го профиля и т.д.). В литературе [1, 4, 5] p_2/p_1 называют *критическим перепадом, критическим отношением давлений*. Выражения (11) и (12) являются предельными отношениями давлений на ПСК, которые предшествуют отрыву потока от стенок сопла. Оба они предельные, но выражение (12) является, кроме того, критическим.

Предлагается режим отрыва характеризовать термином *предельное отношение давлений*. Частный случай предельного отношения давлений – *критическое предельное отношение давлений*.

Значения критического предельного отношения давлений и соответствующие ему числа Маха на срезе сопла приведены в табл. 1. Расчет проводился для газов: продукты сгорания ракетных топлив ($\kappa = 1,15$; $\kappa = 1,25$), воздуха ($\kappa = 1,40$) и углекислого газа ($\kappa = 1,67$) для сопла с углом наклона стенки к оси сопла на выходе $\beta_a = 0^\circ$.

Таблица 1

Значения критического предельного отношения давлений на срезе сопла $\beta_a = 0^\circ$ для газов с различными отношениями теплоемкостей

κ	$(p_n/p_a)^*$	M_a^*
1,15	1,744	1,964
1,25	1,802	2,019
1,40	1,893	2,100
1,67	2,055	2,246

2. Введение поправки на турбулентность потока

При разработке базовой модели не учитывалась вязкость и динамические свойства потока, влияющие на отрыв его от стенок сопла. Сравнение теоретических и опытных данных за пределами критического режима позволяет выделить следующие особенности. При $M_a < M_a^*$ (турбулентность потока выше его турбулентности на критическом режиме) – для отрыва требуется большее противодавление внешней среды ($m_{оп} > m_0$). В случае $M_a > M_a^*$ потребное для отрыва противодавление снижается $m_{оп} < m_0$. В качестве поправочного коэффициента выберем отношение числа Рейнольдса на срезе сопла рассматриваемого режима к числу Рейнольдса критического режима, когда теоретические и экспериментальные значения предельных отношений давлений совпадают.

Исходя из этого, запишем действительное предельное отношение давлений с учетом поправки на турбулентность

$$m = m_0 \frac{Re_a}{Re_a^*}. \quad (13)$$

Здесь числа Рейнольдса вычисляются по параметрам газа на срезе сопла.

$$\frac{Re_a}{Re_a^*} = \frac{\rho_a w_a}{(\rho_a w_a)^*} \frac{D_a \eta_a^*}{D_a^* \eta_a}. \quad (14)$$

Преобразуем выражение (14), используя газодинамические функции и заменяя отношение вязкостей через отношение температур в степени $1/2$. Окончательно получим

$$\frac{Re_a}{Re_a^*} = \sqrt{\frac{q(\lambda_a) \tau(\lambda_a^*)}{q(\lambda_a^*) \tau(\tau_a)}}. \quad (15)$$

Действительное предельное отношение давлений при отрыве газового потока от стенок сопла следует рассчитывать по уравнению (11) с учетом поправки на турбулентность потока, вычисленной по уравнению (15).

О применимости разработанной модели. Величина предельного отношения p_2/p_1 принята в качестве обобщенной закономерности отрывных течений [1]. Учитывая это, полученные уравнения могут быть использованы в расчетах отрыва косоугольного скачка уплотнения в следующих типах сверхзвуковых течений: обтекания тупого угла, уступа, крылового профиля при вдуве газа в пограничный слой, а также отрыва протяженного скачка на срезе и внутри раструба конического и профилированного сопла, где угол наклона стенки превышает 15° .

3. Анализ результатов расчетов

Используя предлагаемую теорию, вычислим параметры отрыва потока в сверхзвуковых конических соплах. Исходные данные: вид рабочего тела (отношение теплоемкостей), степень расширения газа (число Маха на срезе сопла), угол наклона стенки сопла к оси (β_a).

На рис. 1 приведены кривые изменения предельного отношения давлений в зависимости от числа Маха (M_a) при различных углах β_a . Расчет предельного отношения давлений проводился для сопел с параметрами среза $M_a = 1, 0...3, 75$; $\beta_a = 0...30^\circ$. Рабочее тело – воздух ($\kappa = 1,40$)

С возрастанием числа Маха отрыв возможен при повышенном противодавлении окружающей среды. По значениям угла наклона стенки сопла происходит расслоение кривых. Как видно из графиков, при $M_a = \text{const}$ с увеличением β_a противодавление, соответствующее началу отрыва потока от стенок сопла, снижается.

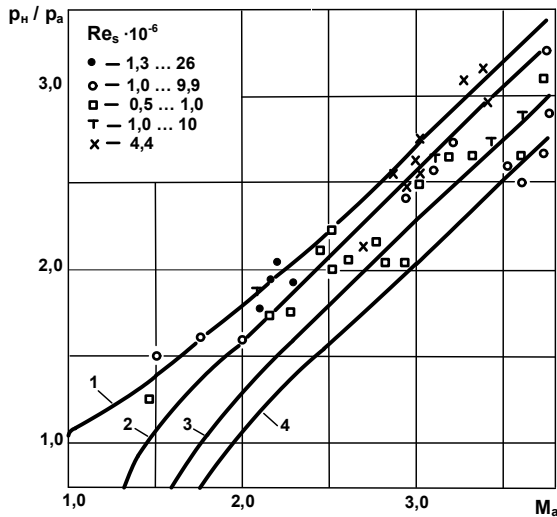


Рис. 1. Зависимость предельного отношения давлений на скачке от числа Маха и угла наклона стенки сопла к оси: 1 – 0°, 2 – 15°, 3 – 25°, 4 – 30°; рабочее тело – воздух, экспериментальные точки взяты из работы [5]

Здесь же на графике нанесены экспериментальные точки, полученные при продувках воздухом конических сопел для различных значений турбулентности пограничного слоя на стенке сопла в месте отрыва потока (Re_s). Данные экспериментов взяты из работы [5]. К сожалению, в данных отсутствуют сведения об углах β_a продуваемых сопел. Разброс экспериментальных точек укладывается в диапазон реальных исходных параметров. В работе [4] указано, что турбулентность пограничного слоя не оказывает влияния на отношение давлений в косом скачке уплотнения. Как видим, это подтверждается и для ПСК (см. рис. 1).

Из расчетов следует, что отрыв потока от стенок сопла может иметь место не только при режиме $p_a < p_n$, но и при других режимах. В этом случае отрыв может произойти под влиянием изменения конструктивного параметра сопла – угла наклона стенки сопла к оси.

Предельные значения углов β_a и M_a при давлении в сечении отрыва $p_a = p_n$ приведены в табл. 2. Здесь же указаны располагаемые перепады давлений, при которых наступает отрыв. При больших значениях угла β_a , в случае вхождения ПСК внутрь сопла, в сечении отрыва могут наблюдаться расчетный режим, и даже режим недорасширения (см. нижние ветви кривых при малых значениях чисел Маха на рис. 1). Указанные режимы в сечениях отрыва будут иметь место в профилированных соплах, так как в них угол наклона стенки при движении от среза сопла к критическому сечению возрастает.

Таблица 2

Предельные режимы течения в сопле с углом наклона стенки к оси β_a в случае $p_a = p_n$ (рабочее тело – воздух)

$\beta_a, \dots^\circ$	M_a	Π_n
5,0	1,21	2,47
10,0	1,33	2,87
15,0	1,46	3,45
20,0	1,61	4,29
25,0	1,78	5,58
30,0	1,99	7,75

4. Проверка теории на адекватность

В целях проверки адекватности разработанной теории проводились расчеты предельного отношения давлений для ПСК по уравнениям модели (m_T). Результаты вычислений сравнивались с экспериментальными данными ($m_{оп}$) формулы И.П. Некрасова:

$$\lg \frac{p_2}{p_1} = 0,16M_a - 0,072 \quad (16)$$

и формулы Гада

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{1 + 0,2M_a^2}{1 + 0,128M_a^2} \right)^{3,5} \quad (17)$$

В табл. 3 приведены процентные отклонения значений p_2/p_1 , вычисленные по формулам (16) и (17), от теоретических при различных значениях β_a .

Таблица 3

Относительные отклонения предельного отношения давлений на скачке (рабочее тело – воздух)

Формула	(16)	(17)	(16)	(17)	(16)	(17)
$\beta_{a,\dots}^{\circ}$	0,0		5,0		10,0	
M_a	Относительная погрешность γ , %					
1,5	4,302	7,244	7,400	10,430	17,485	20,799
2,0	-2,012	1,905	-0,823	3,142	2,925	7,039
2,5	-5,657	-3,195	-4,908	-2,427	-2,559	-0,017
3,0	-6,505	-8,190	-5,924	-7,619	-4,104	-5,831
3,5	-4,678	-12,91	-4,170	-12,44	-2,578	-10,99
4,0	-0,335	-17,23	0,144	-16,83	1,647	-15,58
4,5	6,436	-21,13	6,913	-20,77	8,409	-19,66

Эти формулы взяты из работы [4]. К сожалению, в них не отражено влияние угла наклона стенки сопла на параметры отрыва. Отклонения от теоретических значений вычисляли по уравнению $\gamma = (m_{оп} - m_T) / m_T$.

Результаты анализа данных, приведенных в табл. 3 и на рис. 1, позволяют сделать вывод об адекватности теории, хорошем согласовании ее с экспериментом (особенно с формулой И.П. Некрасова).

Выводы

1. Дано определение понятий ПВР (протяженная волна разрежения) и ПСК (протяженный скачок уплотнения) и сформулированы основные условия существования ПВР, которые соответствуют отрыву потока от стенок сопла.

2. Установлены параметры критического режима и введена поправка на отклонение турбулентностей рассматриваемого и критического режимов.

3. Установлены некоторые особенности отрывных течений в профилированных соплах.

4. Результаты расчетов хорошо согласуются с экспериментом.

Литература

1. Алемасов В.Е. Теория ракетных двигателей / В.Е. Алемасов, А.Ф. Дрегаллин, А.П. Тишин. – М.: Машиностроение, 1980. – 533 с.

2. Спесивцев В.В. Новый подход к теории отрыва струи ракетного двигателя от стенки сопла на режимах перерасширения / В.В. Спесивцев, Ю.В. Спесивцева // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 3(39). – С. 79-84.

3. Спесивцев В.В. Геометрические характеристики ударно-волновой структуры и параметры газа первой бочки сверхзвуковой струи / В.В. Спесивцев // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – №5(52). – С. 72-76.

4. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика / Г.Н. Абрамович. – М.: Наука, 1969. – 624 с.

5. Веницкий А.М. Ракетные двигатели на твердом топливе / А.М. Веницкий. – М.: Машиностроение, 1973. – 347 с.

Поступила в редакцию 27.10.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. отделом В.В. Соловей, институт проблем машиностроения НАН Украины, Харьков, Украина.

НЕОБХІДНІ ТА ДОСТАТНІ УМОВИ ВІДРИВУ СТРУМЕНЯ ВІД СТІНОК СОПЛА НА РЕЖИМІ ПЕРЕРОЗШИРЕННЯ

В.В. Спесивцев

На основі введеного поняття протяжлива хвиля розрідження (ПХР) побудована модель відривного плинну в надзвуковому соплі. Розроблені основні умови існування ПХР при відриві потоку. Установлено, що розрахунки по розробленій теорії збігаються з експериментом тільки у випадку настання критичного режиму. Проведено виправлення на відхилення турбулентності потоку в перетині відриву від турбулентності критичного режиму. Теорія дозволяє враховувати вплив складу газу і його неосьового виходу із сопла в місці відриву. Установлено деякі особливості відривного плинну в профільному соплі. Порівняння теорії з експериментальними дослідженнями указують на гарну збіжність результатів. У реальних діапазонах чисел Маху і кутів нахилу стінки сопла до осі середні абсолютні відхилення граничних відносин тисків на стрибку не перевищують 6%.

Ключові слова: ракетний двигун, розтруб сопла, режим перерозширення, вільний струмінь, відрив потоку, критичний режим.

THE NECESSARY AND SUFFICIENT CONDITIONS OF DETACHING OF JET FROM NOZZLE WALLS ON OVEREXPANSION BEHAVIOUR

V.V. Spesivtsev

On basis of the brought in concept lengthy depression wave (LDW) the model of detached flow in supersonic nozzle has been built. The basic conditions of LDW existing under flow detaching have been processed. It was ascertained the calculations of processed theory agree with experiment only in case of critical behaviour approaching. The correction on deviation of flow turbulence in detach section from turbulence of critical behaviour has been brought in. The theory allows to take account of influence of gas composition and its off-axis outlet from nozzle in the detach point. Some features of detached flow in shaped nozzle have been ascertained. The comparison of theory with experimental researches points at good convergence of results. At real range of Mach number and angles of slope of nozzle wall to axis the mean absolute deviations of extreme pressure ratios on the jump don't exceed 6%.

Keywords: rocket engine, nozzle diffuser, overexpansion behaviour, free jet, detaching of flow, critical behaviour.

Спесивцев Виктор Васильевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры ракетных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

UDC 621.43.004.62

**IGOR LOBODA¹, YAKOV FELDSHTEYN²,
CLAUDIA FERNANDA VILLARREAL GONZÁLEZ¹**¹ *National Polytechnic Institute, School of Mechanical and Electrical Engineering, Mexico*² *Compressor Controls Corporation, USA***DIAGNOSTIC ANALYSIS OF GAS TURBINE HOT SECTION
TEMPERATURE MEASUREMENTS**

Temperatures measured in a hot section of gas turbines are very important for a gas path analysis. A suite of parallel thermocouples are usually installed in the same gas path station in order to compute a filtered and averaged temperature quantity for its further use in control and diagnostic systems. However, in spite of the preliminary treatment, the resulting quantity is not completely free from errors. To eliminate or reduce the errors, the present paper analyzes anomalies in the behaviour of each thermocouple of an industrial gas turbine engine. To that end, time graphs of both measured magnitudes themselves and their deviations from reference magnitudes are plotted. In order to draw sound conclusions, the analysis is conducted on a large volume of the data collected for three particular engines.

Key words: gas turbine, gas path analysis, thermocouples, field data, temperature recording errors.

Nomenclature**Abbreviations**

EGT	Exhaust gas temperature
GPA	Gas path analysis
HPT	High pressure turbine
PT	Power turbine
PTT	Power turbine temperature
T_PT	Mean power turbine temperature

Scalar parameters and vectors

dT _{pt}	Deviation of a particular PTT probe
dT _t	Deviation of a particular EGT probe
t	Engine operation time variable
→	
U	Vector of baseline function's arguments
Y	Gas path variable
δ	Maximal deviation
$\bar{\delta}_0$	Signal-to-noise ratio
δY	Deviation of a gas path variable
Δ	Spread (of temperature); interval (of time)
ε	Error of a gas path variable; noise range (of temperature)
ε ₁ , ε ₂ , ε ₃	Error components
σ(ε _Σ)	Standard deviation of the errors

Subscripts and superscripts

0	Baseline function value
*	Measured value
i	Index of a thermocouple probe
max	Maximum value

med	Mean value
T	Temperature
Σ	Total value

1. Introduction

Gas path analysis (GPA) techniques provide invaluable insight into gas turbine condition. These techniques are based on measured and recorded gas path variables (pressures, temperatures, rotation speeds, fuel consumption, etc.) and hot section temperatures (exhaust gas temperature as well as temperatures behind low and intermediate pressure turbines, if any) among them. Advancements in electronics and computer processing enable less expensive field data collection to support the GPA.

As engine integrity depends on gas temperature values, temperature measurement and recording are of great importance for gas turbine control and diagnostic systems. The control system can employ these variables, especially the EGT, in engine control programs in order to avoid engine overheating. As to the diagnostic system, some temperature measurement applications worthy to mention are given below.

In engine component diagnostic techniques, which involve all available gas path variables into the analysis, the gas temperatures are confirmed to be very informative diagnostic parameters [1, 2, 8]. Life usage algorithms of the hot section, which is the most critical part of the engine, also employ these temperatures [10]. In such applications, the gas temperature in each hot section measurement station is commonly

computed by averaging the data of particular thermocouple probes. However, temperature profiles contain additional valuable information on the performances of a burner and turbines. For this reason, gas temperature profile monitoring [3] became an integral part of modern diagnostic systems.

As noted in many papers, for example, in [5], thermocouple probes as well as other gas path sensors can deteriorate with time or present abrupt malfunctions. Such errors can be significant and impact on control and diagnosis techniques. That is why it is desired that the techniques take into account possible errors in input information.

Sensor fault accommodation procedures, which mitigate a negative effect of sensor errors on a control system and allow the control to be tolerant to them, are proposed [for example, 7].

With respect to the diagnostic techniques, some options are considered to take into consideration possible sensor errors and faults. A sensor-fault-tolerant diagnosis tool is proposed [6]. Another option is the multipoint method described for instance in [5]. It compensates a sensor error impact by increasing input information through data collection in many different operating points. Additionally, many GPA techniques of today detect and identify sensor faults [see, for instance, 4,5,6], thus extending traditional engine component diagnosis over a gas path measurement system.

Although various diagnostic algorithms take into consideration an uncertainty in input information, they only partially mitigate the impact of errors and faults but can not completely eliminate it. One of the difficulties is connected with the fact that the characteristics of sensor normal errors are also known with an uncertainty. Usually, a total uncertainty range only can be involved into diagnosis [for example, 11,12] while the proportion between random and systematic error components and their drifts remain unknown. Thus, the issue of the input information tracking and validation remains relevant.

Direct off-line analysis of raw measurements [see, for example, 3] can contribute in solving this challenging problem. The analysis yields the knowledge of sensor error performance. This allows excluding sensor faults, reducing sensor errors and better accommodating them in diagnostic algorithms.

In the previous investigations [see 1, 2], we also conducted a metrological analysis of gas turbine field data. The objective was to ensure high quality of input data for gas turbine diagnostic algorithms by identifying measurement errors and extracting them from the data. The hot section temperatures were analysed among the other variables of a standard gas turbine measurement system. The temperatures were presented by their mean values computed by averaging particular probes' data.

Proceeding with the previous off-line analysis on field data, the present paper looks at the behaviour of individual thermocouple probes. The objective is to obtain new information about probe error performance by analysing great bulk of the data. In the paper, the term "probe error" implies a total measurement error without dividing it into a sensor proper error and a recording error.

In the present analysis, data of each particular probe are studied against the background of other probes data. Deviations of measured probe values from their baseline (reference) values are employed as well. Tracking the deviations has been found to be a good procedure to detect and localize sensor problems.

The next section describes the principles of the thermocouple probe data analysis.

2. Principles of gas temperature analysis

The present investigation is partly based on the principles formed in our previous works. In these papers, as mentioned before, we explored carefully acquired data of averaged hot section temperatures as well as other gas path variables.

The exploration of gas turbine field data was executed with the aid of advanced graphical tools. They included tracking the deviations of measured variables.

A deviation δY^* of a monitored gas path variable Y^* is computed according to the expression

$$\delta Y^* = \frac{Y^* - Y_0(\vec{U})}{Y_0(\vec{U})}, \quad (1)$$

where a baseline function $Y_0(\vec{U})$ presents a healthy engine performance. A vector $\vec{U}$ of function's arguments unites the variables setting an engine operating point (atmospheric conditions and engine control variables). In order to determine the baseline function, a special data set called a reference set is created. To verify the function as well as deviation quality, other set, which is called a validation set, is formed. We usually include all available recorded data in it.

It is a main problem in computing the deviations to get an adequate baseline function. We demonstrated in previous works [1, 9] that the second order full polynomials are adequate enough. That is why, such polynomials are employed in the present paper.

As noted in [1, 2], the deviations δY^* not only can be good engine deterioration indicators but also are very sensitive to sensor malfunctions. Being great, such malfunctions can mask the effects of engine gradual deterioration and sudden fault. Hence, it is of great impor-

tance to exclude or reduce the sensor malfunctions in order to make the deviations to meet better the diagnostic needs.

Fig. 1 exemplifies the EGT deviations of a gas turbine for natural gas pumping stations. The deviations are plotted here against an operation time t (in this figure and all figures below a variable t is given in hours). As can be seen, the presented data cover approximately 4,5 thousand hours. The deviations δY^* computed on real measurements with noise are marked by a grey colour while a black line denotes ideal deviations δY without noise. A washing of a gas turbine axial compressor at the time point $t = 7970$ (here and below an operation time is given in hours) as well as fouling periods before and after the washing are well distinguishable in the figure.

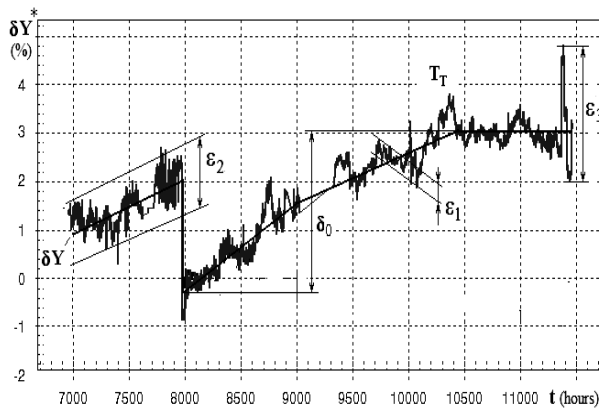


Fig. 1. Deviations' characteristics
(the deviations are calculated for the EGT)

A difference $\varepsilon_\Sigma = \delta Y^* - \delta Y$ can be considered as an error. If we designate the maximum deviation δY as δ_0 , the signal-to-noise ratio

$$\bar{\delta}_0 = \delta_0 / \sigma(\varepsilon_\Sigma), \quad (2)$$

where $\sigma(\varepsilon_\Sigma)$ is a standard deviation of the errors, will be an index of diagnostic quality of the deviations δY^* . To enhance the quality we should reduce the errors ε_Σ . To do it better, it is important to know error structure and sources. According to fig. 1, the total error ε_Σ consists of three elemental errors and can be given by the formula:

$$\varepsilon_\Sigma = \varepsilon_1 + \varepsilon_2 + \varepsilon_3, \quad (3)$$

where ε_1 is a normal noise which is observed at every time point and has the amplitude smaller than 0,3%,

ε_2 presents slower fluctuations of the amplitude limited by 1,5%, and

ε_3 means single outliers with the amplitude greater than 1,5%.

The errors ε_1 , ε_2 , and ε_3 can be induced both sensor malfunctions of the monitored variable Y^* and inadequacy of the reference function. It is important for the current investigation to distinguish error sources and recognize the sensor malfunctions against the background of the function inadequacy.

It was shown in [1] and follows from analyzing a structure of formula (1) that the same total error ε_Σ can also be divided into four components according possible error sources. Three of them are related with the reference function and were studied in [1, 2]. The fourth component is induced by errors of a monitored variable. The present paper will consider errors of particular thermocouples.

The availability of parallel measurements of a suite of thermocouple probes installed in the same engine station gives us new possibilities of thermocouple malfunction detection by means of deviation analysis. If we choose the same reference function arguments and form particular reference sets from the same portion of recorded data, the errors related with the function will be approximately equal in deviations of all particular probes.

That is why, the differences between deviations of one probe and deviations of the other probes can denote probable errors and faults of this probe. In the synchronous deviation curves, which are constructed in the present paper versus an engine operation time, such differences are well visible. In addition to the probe malfunction detection, such curves allow estimating general diagnostic quality of each probe through signal-to-noise ratio (2).

In the paper, direct analysis of thermocouple probe measurements is conducted as well. To this effect, synchronous plots for all particular probes are constructed vs. the operation time.

Engine operating conditions change from one time point to another and this explains common temporal changes of the curves. Anomalies in behaviour of a particular probe can confirm a probe's malfunction. Synchronized perturbations in curves of some probes may be the result of a real temperature profile distortion because of a hot section problem.

The principles of the gas temperature analysis described above are applied to an industrial free turbine type power plant for generating electricity. This plant is chosen as a test case because a large volume of field data, which include thermocouple measurements, is available. In the next section, common results of the study of power plant gas temperatures are discussed. The section begins with analysis conditions given in subsection 3.1.

3. Common Results of Gas Temperature Measurement Analysis

3.1. Analysis Conditions

For the chosen power plant, field data of three particular engines, which are called in the paper as engine 1, engine 2, and engine 3, are available. The data of each engine cover about one year of maintenance and include numerous cycles of fouling and washings. For instance, a total period of engine 1 data acquisition embraces 4914 hours of operation and consists of five fouling intervals divided by the washings.

The data of each engine were filtered, averaged, and recorded hourly in an individual database. All databases include necessary measurements of engine operating conditions and monitored gas temperatures: the EGT and a power turbine exhaust gas temperature (PTT). The suite of 11 thermocouple probes is used to measure the EGT while the PTT measurement is presented by six probes. The data of all particular thermocouple probes as well as EGT and PTT mean values are incorporated in the databases.

With respect to the reference functions for computing particular probes' deviations, all the functions have the same three arguments, which have been determined in [2] as the best: free turbine shaft power, atmospheric temperature, and inlet pressure. A free turbine rotation speed, one of common variables of an engine operating condition, is not the argument now because the speed is maintained constant for the analyzed power plant.

Each function is a second order full polynomial with three arguments and has 10 unknown coefficients. The reference sets for determining the functions' coefficients have been composed from the first 200 time points after the first washing. The coefficients were calculated by the least square method because of a considerable excess of input information ($200 \gg 10$) and absence of gross errors in the sets.

3.2. Analysis of the Deviations

For the engines under analysis, the reference functions and the deviations have been computed for all EGT and PTT particular probes as well as for EGT and PTT mean temperatures. The deviations of engines 1 and 3 showed trends due to fouling and washings. Since such trends allow estimating the signal-to-noise ratio, they will be useful to assess accuracy of each probe. However, engine 2 deviations demonstrated no notable systematic changes. Probable explanation is that, instead of off-line washings of engines 1 and 3, more frequent on-line washings were applied to unit 2, which resulted in an approximately constant fouling severity. It can also be noted after the comparing engines 1 and 3 that

the engine 1 deviations demonstrate more cases of abnormal behaviour, which are interesting for the current analysis. For these reasons, the engine 1 has been chosen to illustrate gas temperature deviation behaviour.

Fig. 2 shows all EGT deviations (11 deviations dT_{ti} corresponding to particular probes and mean temperature deviation dT_{med}) as function of an operation time t . It is known that the washings took place at the time points $t = 803, 1916, 3098$, and 4317 . As can be seen, deviation plots reflect in a variable manner the influence of the fouling and washings.

The deviation dT_{med} does it better than deviations of particular probes dT_{ti} , $i=1-11$. Among deviations dT_{ti} , quantities dT_5 and dT_6 , for example, have almost the same diagnostic quality as dT_{med} , while quantities dT_1 and dT_2 are of little quality. Such differences can be partly explained by variations in probe accuracy and reliability. For example, elevated random errors of the deviations dT_1 and dT_2 over the whole analyzed period can be induced by greater noise of the first and second EGT probes. The dT_1 fluctuations in the time interval $1900 - 2600$ are probably results of frequent incipient faults of the first probe. Large dT_7 spikes near the time point $t = 4900$ can certainly be considered as consequences of great single faults of the seventh probe. However, deviation shifts around the point $t = 3351$ present the most interest for the current analysis. The shifts look like a washing result but they have opposite directions. This case will be considered in section 4.3.

Let us now consider the PTT deviations plotted in fig. 3. Comparing this figure with fig. 2, one can see that the behaviours of new and previous deviations are different. The PTT deviations of particular probes seem to be very similar. All of them properly reflect the fouling and washings as well as have shifts at the time point $t = 3351$. Only small anomalies of each particular deviation can be detected. That is why the deviations of mean temperature dT_{ptmed} look like deviations of each particular probe. The conclusion can be drawn from this analysis that the thermocouple probes installed behind the power turbine (PT) have more stable performances than the probes behind the high pressure turbine (HPT). This may be explained by a higher HPT temperature level.

It is also useful to compare the deviations of mean EGT and PTT quantities. As can be seen in fig. 2 and fig. 3, behaviours of the deviations dT_{med} and dT_{ptmed} are different. Although these figures are not sufficient to conclude what deviation is better in a diagnostic sense (for example, on the basis of the signal-to-noise ratio (2)), this issue has been investigated in [2]. In spite of more reliable PTT probes, the conclusion was drawn that general quality of the EGT deviations is slightly higher.

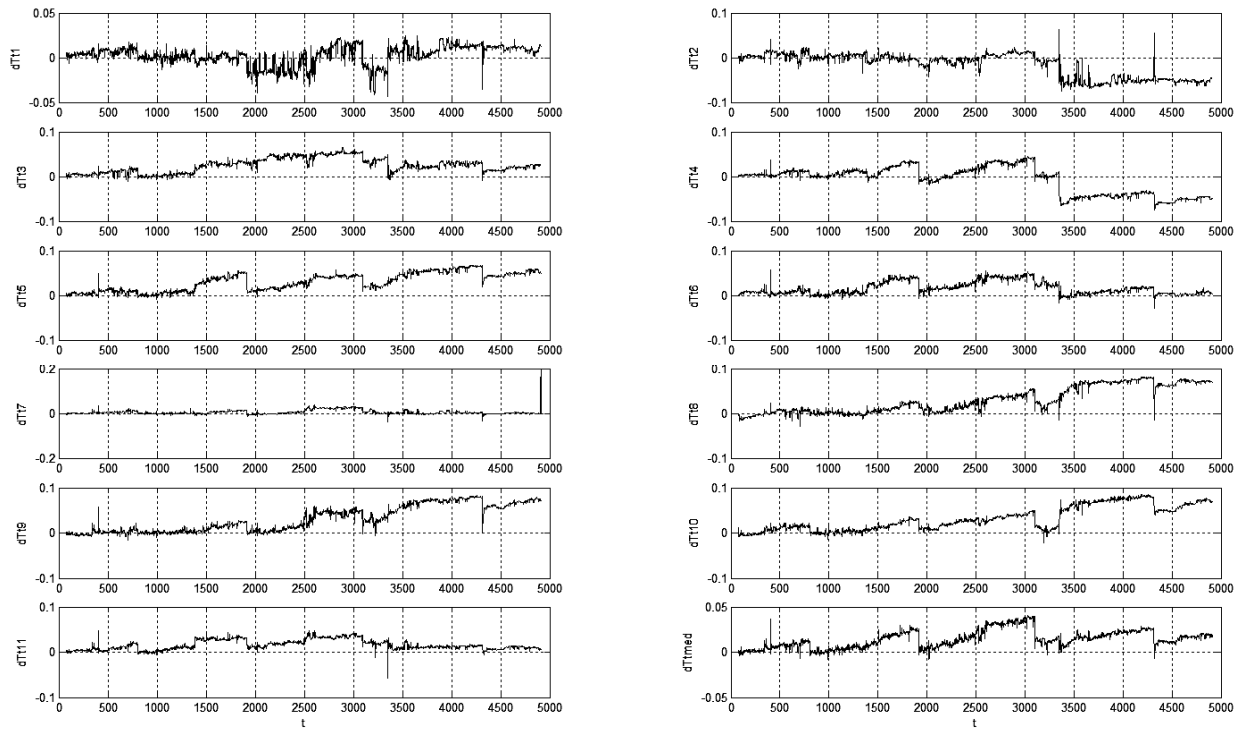


Fig. 2. EGT deviations
(Engine 1; 11 thermocouple probe deviations dT_{Ti} and a deviation dT_{Tmed} of mean EGT variable)

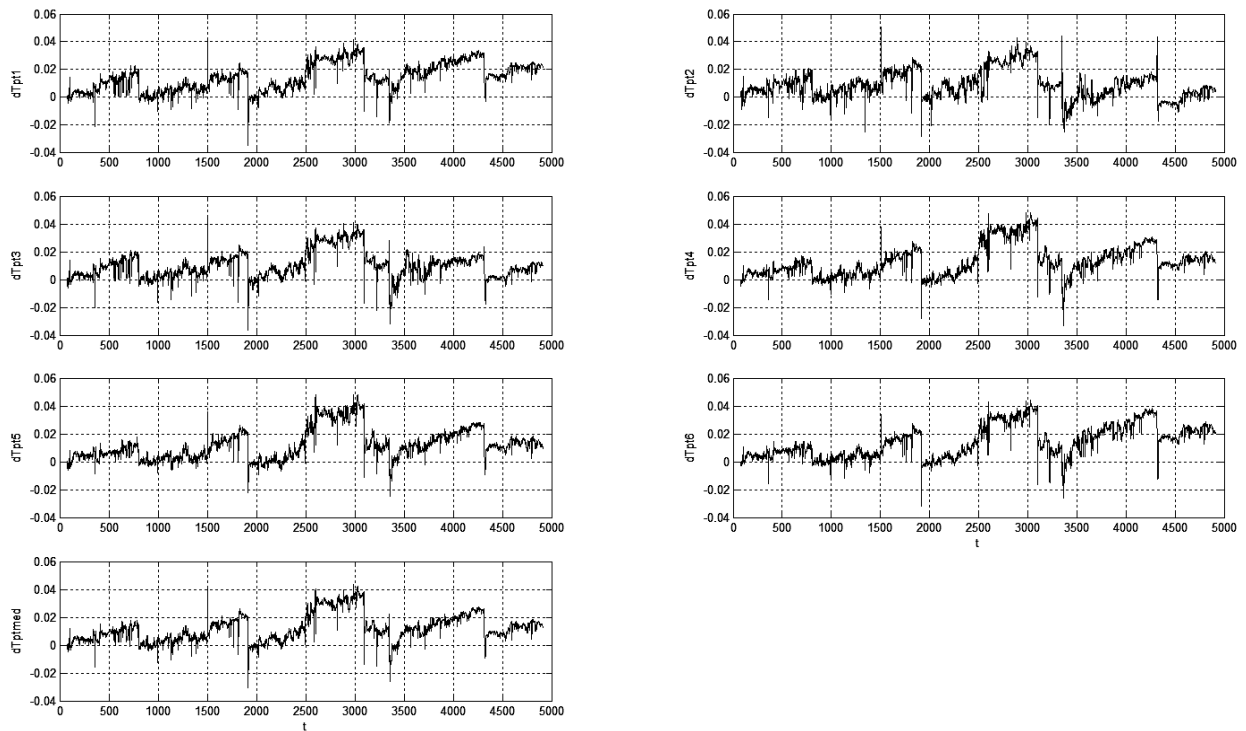


Fig. 3. PTT deviations
(Engine 1; 6 thermocouple probe deviations dT_{Pt_i} and a deviation dT_{Ptmed} of mean PTT variable)

Detailed deviation analysis performed for all three engines has also demonstrated that, in addition to the mentioned case at the point 3351, there can be other irregularities in deviations of particular probes that can not be explained by probe faults. The shifts induced by the washings give an example of such irregularities. They should be equal but can indeed differ by 30%. We may see this effect by comparing the dT_{t5} and dT_{t9} shifts induced by the second washing on engine 1 (fig. 2, $t = 1916$) or the dT_{pt1} and dT_{pt6} displacements due to the first washing (fig. 3, $t = 803$). Other irregularity case can be seen in fig. 2 at the point 1380. Some deviations (for example, dT_{t11}) are positively displaced at this point while some others have negative shifts or no changes (see the deviation dT_{t4}).

Displays of the noted irregularities are very similar to the impact of a reference function inadequacy. As shown in [1], such inadequacy provokes deviation perturbations. With the examples given above, we can state that the function inadequacy also results in differences between the deviations of parallel probes that measure the same temperature. That is why the deviation analysis can only help with problem detection in particular

thermocouple probes. To identify the problems, we analyze below direct temperature measurements.

3.3. Direct Temperature Analysis

If we plot temperature curves for all probes of a suite in the same coordinates (for example, all temperatures vs. the operation time), an anomaly of a particular curve will indicate a problem with the corresponding probe.

Consequently, observing this curve against the background of the other curves, we are capable to identify a probe fault when the perturbation exceeds normal errors.

Such analysis of parallel curves has been performed for all available data. Fig. 4 and 5, which present the first part of the engine 1 gas temperature recordings, exemplify the data analyzed and the graphs used. Here and below, temperatures are given in Celsius degrees. The performed study allowed revealing various cases of anomalies in probe data: gross and hidden probe faults as well other irregularities. Some cases of the most interest will be considered later in section 4.

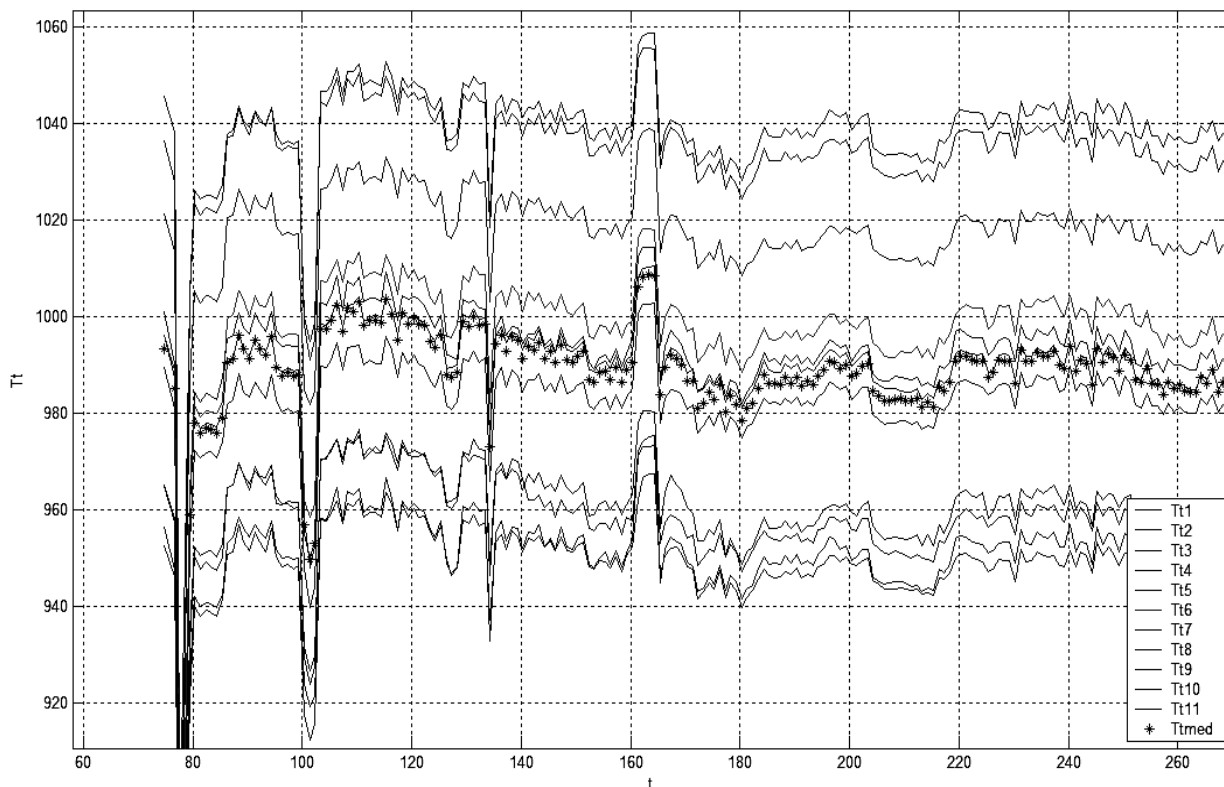


Fig. 4. Exhaust gas temperature plots
(Engine 1; temperatures T_{ti} of 11 thermocouple probes and a mean temperature T_{tmed} ; data collected during the first 270 hours of operation)

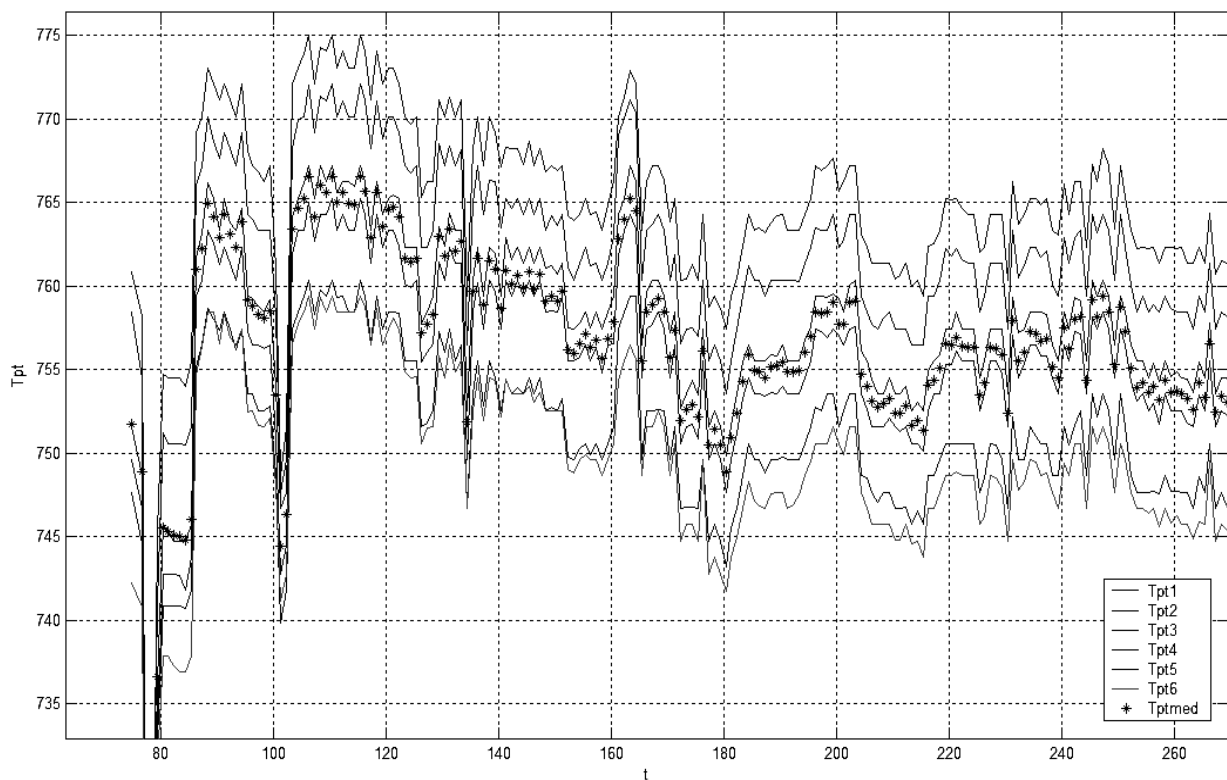


Fig. 5. Power turbine temperature plots
(Engine 1; temperatures T_{pt} ; of 6 thermocouple probes and a mean temperature T_{ptmed} ; data collected during the first 270 hours of operation)

In addition to the revealed anomaly cases, common characteristics of thermocouple normal behaviour have been determined. Knowledge of such characteristics will help us to better recognize sensor data irregularities against the background of normal sensor noise and regular temperature change.

The graphs given in fig. 4 and fig. 5 help to introduce the thermocouple characteristics. Comparing the figures, it can be seen that EGT and PTT measurements change very similarly. The explanation of such common changes is obvious – the influence of variable engine operating conditions. As for particular probes of the same suite (EGT suite or PTT suite), their individual curves are practically synchronous. Consequently, it can be stated that a normal thermocouple noise level ε_T is not too high and there are no sensor faults in the presented measurements. We can also see that a spread Δ_T between particular probe temperatures recorded at the same time point is considerable (up to 85°C in fig. 4).

Maximal values ε_{Tmax} and Δ_{Tmax} of the described above noise and spread characteristics have been estimated for temperatures EGT and PTT of all three engines. Additionally, temperature levels $\bar{T}$ were computed for three engines by the averaging their mean temperatures T_{tmed} and T_{ptmed} in total analyzed time

intervals Δt . Table 1 includes the obtained characteristics.

As can be seen, there are no engine to engine differences in ε_{Tmax} with the exception of the engine 1 EGT, which has a two times greater noise compared with the other engines. Such difference can not be explained by a slightly higher power level of engine 1 and we can state that an EGT probe suite of this engine is less accurate.

Table 1

Averaged characteristics
of thermocouple probes

En- gine	Δt	Gas temperature	$\bar{T}$	ε_{Tmax}	Δ_{Tmax}
1	74-4914	EGT	800	$\pm 4,0$	100
		PTT	490	$\pm 1,5$	20
2	102-4526	EGT	720	$\pm 2,0$	100
		PTT	475	$\pm 1,5$	17
3	1-4621	EGT	700	$\pm 2,0$	70
		PTT	465	$\pm 1,5$	18

Note: all characteristics are in Celsius degrees.

As to $\Delta_{T_{\max}}$, we shall pay close attention to this parameter and, in general, to an issue of temperature distribution behind the turbines. In the table, the parameter $\Delta_{T_{\max}}$ changes inside the intervals of 70-100°C for the EGT and 17-20°C for the PTT. So, this parameter of maximal temperature spread is more or less stable. It has also been revealed that a current spread Δ_T varies inside the range (70%-100%) $\Delta_{T_{\max}}$. Additionally, parameters Δ_T of the EGT and PTT are in an approximate proportion to temperatures $T_{t_{\text{med}}}$ and $T_{pt_{\text{med}}}$ correspondingly. Moreover, in all analyzed graphs like in fig. 4 and fig. 5, an order of particular probes inside the spread Δ_T was found to be almost constant during the operation time. Thus, the above description of a temperature measurement spread for different probes allows to state that the spread itself is relatively stable during the time, as well as a measurement distribution inside the spread.

What explanation for this significant and stable data dispersion can be done? It could be a result of probe's different systematic errors. However, many sources [for example, 11, 12] report a total thermocouple error being less than $\pm 1\%$ while the spread Δ_T is considerably higher. It arrives at $\pm 5\%$ for the EGT and $\pm 2\%$ for the PTT. These values were calculated on the data from Table 1 with a preliminary temperature conversion to Kelvin degrees.

On the other hand, it is known [3] that a uniform temperature distribution behind a turbine is usually disturbed by burner faults such as clogged or eroded fuel nozzles. Taking into account the above information, a main rational explanation for the observed thermocouple probe measurement spread is a nonuniform circular profile of real temperatures behind turbines, especially behind the HPT. To these explanations, it is important to add the conclusion that this irregular temperature profile is generally conserved during the operation time according to the described above analysis. The profile stability allows developing effective algorithms of EGT and PTT profile monitoring.

Proceeding with the analysis of particular thermocouple probes' data, in the next section we consider in detail some specific cases of irregularity in these data.

4. Cases of Thermocouple Data Abnormal Behaviour

The term "abnormal behaviour" means here an anomaly in measurements of a particular probe when they deviate from common data behaviour of the other

probes. Three anomaly types will be analysed below in subsections 4.1, 4.2, and 4.3. The first type is related with single measurement outliers that exceed a normal noise. Different cases of such outliers are analyzed in the next section.

4.1. Single Outliers

Although the database data were filtered and averaged before recording, some cases of single thermocouple probe faults have been found. Graphs (a) and (b) in fig. 6 illustrate them. Observing two 25% spikes in graph (a) and a 50% spike in graph (b), we can conclude with no doubt that they are results of faults of the corresponding EGT probes: the seventh probe of engine 1 and the first probe of engine 3. We can also see that such large outliers are easily detectable and the used filtering algorithm should be modified to exclude them. Opposite spike directions in the graphs probably indicate different thermocouple fault origins.

A greater number of small outliers have been revealed as well. Graph (c) in fig. 6, where EGT measurements for engine 1 are shown, helps to demonstrate these hidden errors. As can be seen here, two abnormal shifts in probe 10 data are distinguishable against common regular behaviour of the other probes. These small outliers of 10 degrees (1,5%) hardly exceed a normal noise level. Consequently, it will be more difficult to automatically detect and exclude them.

Graph (d) of fig. 6 present a new case of small outliers that was found out in EGT measurements of engine 3. It is visible in the graph that probes 7 and 8 are synchronously displaced by about 10 degrees during two time intervals $t = 962,5-966,5$ and $t = 971,5-972,5$. Additionally, the same measurement increase is observable in the probe 1 curve at time $t = 971,5-972,5$. So, unlike the previous case of a single faulty probe, the considered case presents correlated shifts in data of some probes and therefore is more complicated. Two explanations can be proposed for this case. The first of them is related with any measurement system common problem that affects some probes and alters their data. So, the outliers can be classified as measurement errors. The second supposes that the measurements are correct but a real EGT profile has been changed in the noted time points. It can be possible because there is no information that EGT and PTT probe profiles should be absolutely stable during operation time. The available data are not sufficient to give a unique explanation; more recorded data should be attracted.

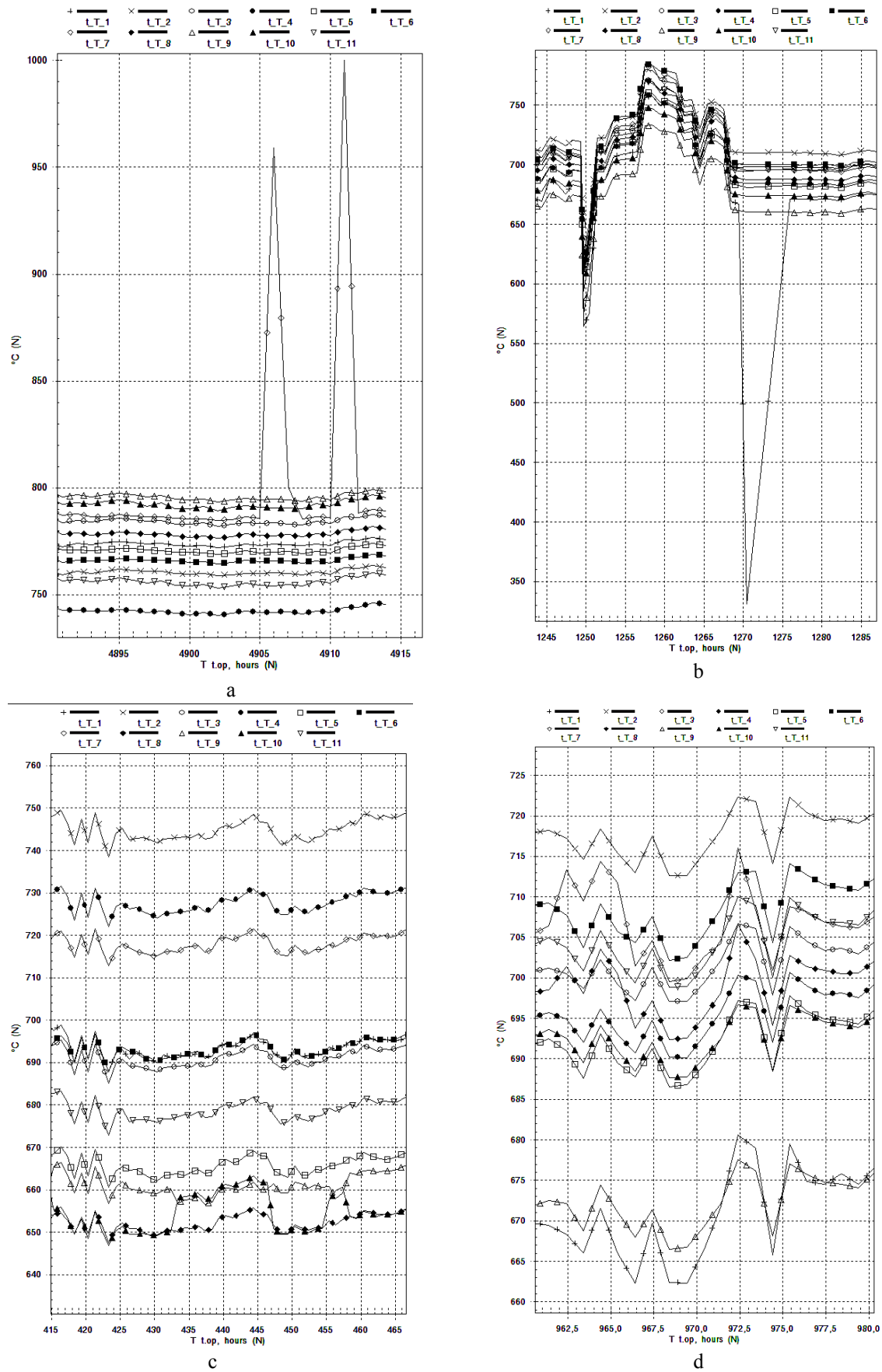


Fig. 6. EGT probes' errors: a – single gross errors, engine 1; b – single gross errors, engine 3; c – single small errors, engine 1; d – correlated small anomalies, engine 3

The next case to analyze is related with the influence of a power plant operating point on EGT and PTT profiles.

4.2. Anomalies induced by operating condition changes

Any considerable change of engine operating conditions (power set parameter above all) causes the corresponding shift of hot section temperatures. Such significant temperature changes, in their turn, can potentially give new information on the behaviour of

particular probes in different parts of a total measurement range.

The available EGT and PTT data have been observed to find out interesting cases of operating condition influence. Two revealed cases are presented by graphs (a) and (b) in fig. 8. In the left part of graph (a), a mean EGT is maintained at the approximately constant level of 730°C, then the temperature level is rapidly reduced up to 585°C, and finally it is recovered to 755°C in the right part. A mean PTT in graph (b) behaves in a similar manner.

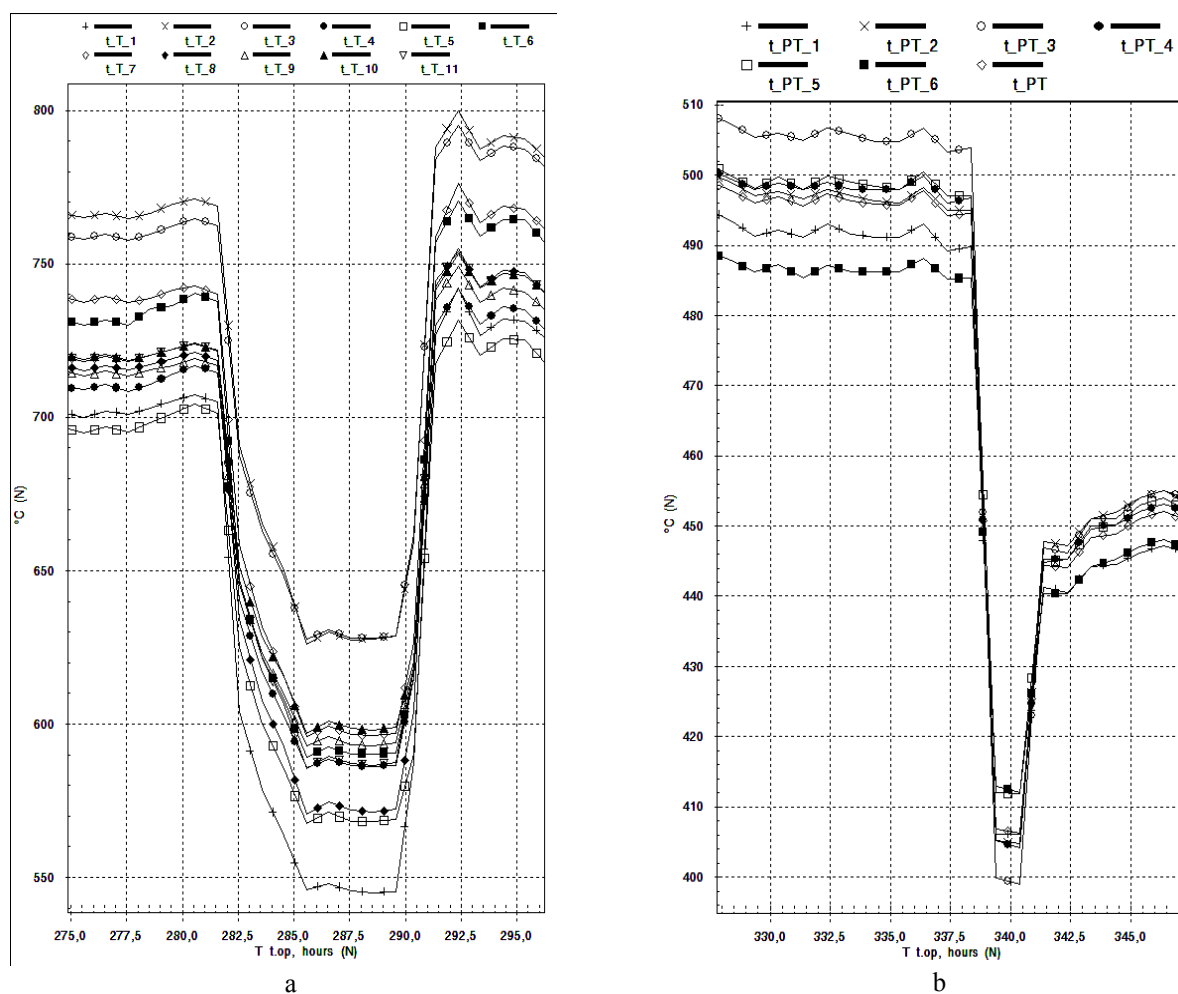


Fig. 7. Influence of engine operating point:
a – EGT, engine 1; b – PTT, engine 2

These common and large temperature variations are accompanied by small but visible changes of the measurement distribution inside of a total spread Δ_T . For example, it can be seen in graph (a) illustrating EGT probe behaviour that in the left and right parts of the graph the curve of probe 1 is situated higher than the curve of probe 5. However, in the central part, where

temperatures are reduced, the curves' positions are opposite. As a result, relative curve positions have been changed by 30°C or 4,5%.

Other example can be seen in graph (b), where PTT probe curves are presented. Before the point $t = 339,5$, where the temperature level drops, the third probe occupies the highest position among all probes. It

goes to the lowest position then and finally almost comes back to its highest position after the point $t = 340,5$, when a temperature level is partly recovered. In this example, the curve position of probe 3 has been changed by 15°C (3,3%) relatively a mean temperature T_{PT} .

The described distortions in the distribution of thermocouple probe data can not be classified as random thermocouple errors because the anomalies are obviously related with operating condition changes. Other possible interpretation implies a systematic probe error that varies due to temperature magnitude variations. However, this error as well as a total error should be within the limit $\pm 1\%$ for thermocouples in good condition. So, a variable systematic error may only be responsible for a part of the 4% measurement distortion that is why another explanation should be added. As a result of the performed analysis, the next explanation is accepted as principle: the profile of real temperatures slightly varies with the change of operating conditions.

Now we revert to the mentioned above case of engine 1 deviation shifts at the time point $t = 3351$. To make clear this case, direct temperature measurements will be studied in the next section on the basis of the same temperature graphs as analysed in subsections 4.1 and 4.2.

4.3. The Case of Engine 1 Measurement Shifts at the Point $t = 3351$

Figure 8 helps to illustrate EGT measurement behaviour for engine 1 operation around the point $t = 3351$. To distinguish better temperature curves of different probes, only four more representative probes are presented. We can see that a temperature level drastically changes in the central part of the figure and relative positions of probe curves are altered, especially after the noted point. For example, probe 4 occupies the highest position in the left part of the figure but the lowest position in the right part. At first sight, this looks like the temperature profile distortions induced by operating condition changes that is described in the previous subsection. However, the analysis of the data recorded after the point $t = 3351$ has shown that the temperature profile altered once at this point is not recovered later. Consequently, the studied case is not similar to the previous ones.

To better understand the case, let us put together all known information about it. This information given earlier in the present paper and obtained in previous studies can be presented by three following statements.

a) At the time point $t = 3351$, significant shifts take place in the deviations $dT_{t_{med}}$ and $dT_{pt_{med}}$ of mean temperatures (see figures 2 and 3) as well as in the deviations of monitored pressure variables [2].

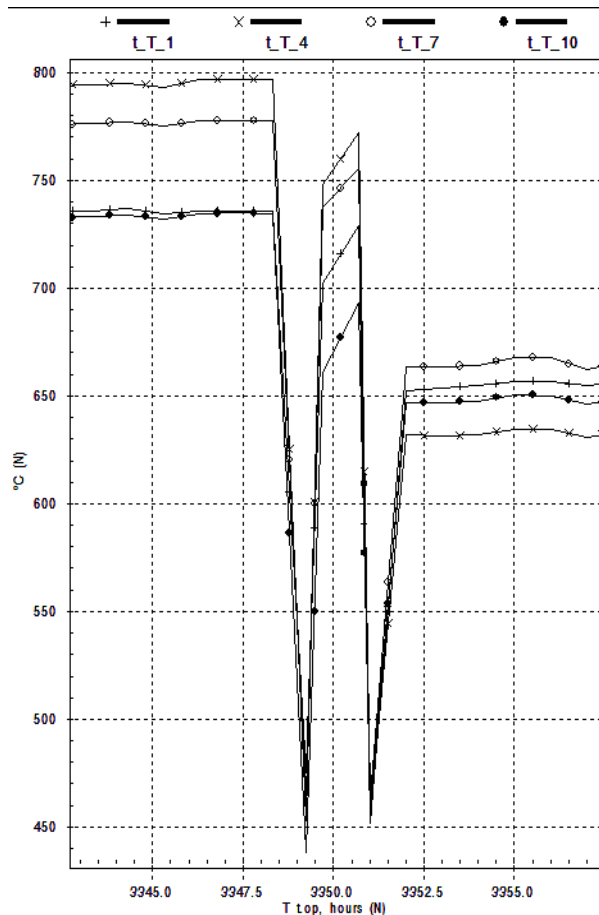


Fig. 8. Measurement shifts after the point $t = 3351$ (4 EGT probes of engine 1)

b) At this point, shifts of opposite directions are also observable in most of particular deviations dT_{ti} of EGT probes (see fig. 2). PTT deviations dT_{ti} are synchronously shifted at the same point (fig. 3).

c) A measurement distribution between EGT probes is perturbed at the same point and a new temperature profile is then conserved constant.

Taking into account all this information, we think that there is no unique explanation for the studied case and the following interpretation, which includes some probable causes, is proposed. It seems to us that the engine has undergone an unplanned service work including some actions. A part of them, for example, unplanned compressor washing, could return gas path temperatures and pressures to their healthy engine values. The others, for instance, clogged fuel nozzles washing or thermocouples recalibration could change the EGT measurement profile. This explanation of the analyzed case is supported by the fact that the engine was out of operation 42 calendar days before the mentioned operating time point.

The results obtained by thermocouple probe data analysis and the perspectives of their applications are discussed in the following section.

5. Discussions

A primary visual analysis of gas temperature measurements has been conducted in two previous sections. It needs some clarification and generalization and three issues are additionally discussed below: a) quality of the measurements, b) perspectives of gas temperature profile monitoring, and c) effectiveness of the present visual temperature analysis.

Gas temperature measurement quality depends on thermocouple accuracy and reliability and can correspondingly be assessed by a noise level $\varepsilon_{T_{\max}}$ and a number of error cases revealed. Coming back to Table 1, we can see that EGT and PTT probes have approximately equal accuracy levels for all engines excepting engine 1, which has a two times worse EGT accuracy. It is also worth to repeat the statement made in subsection 3.3 that the measurements of all considered engines are equally exact with the same exception.

As to the probe reliability, the probe fault cases have been revealed in EGT data only and the most of them correspond to engine 1. Summing up the discussion on common measurement quality, we can state that the EGT measurements are a little worse than PTT ones and engine 1 temperature measurements are the worst among three engines under analysis.

The deviation curves of fig. 2 help to indicate particular probes that are responsible for low quality of engine 1 EGT measurements. Elevated fluctuations in the deviations dT_{t_1} and dT_{t_2} point at elevated errors of probes 1 and 2. Moreover, it can be seen that the deviations of probes 1, 2, 9, and 11 differ from the other deviations in the reflection of compressor fouling and washings. Specific behaviour of the deviations of the enlisted probes can also be explained by elevated measurement errors of these probes: erroneous data included in reference sets could result in inadequacy of the corresponding reference functions and abnormal behaviour of the deviations.

Perspectives of monitoring of EGT and PTT profiles are the next issue to be discussed. It can be seen in fig. 4 and fig. 5 and it is typical for all analysed data that, in general, measurements of particular thermocouple probes change synchronously. This means that the configuration of temperature profiles behind the HPT and PT is altered a little by variations of engine operating conditions. It is a good promise for performing effective temperature profile monitoring. The hypothesis that the EGT profile has been changed at the point $t = 3351$ due to the service work carried out is an additional confirmation of profile monitoring utility: since the profile varies because of the supposed fuel nozzle washing, it is also sensible to nozzle clogging. One more proof of EGT profile sensibility to hot section faults is that the EGT profile

nonuniformity is, in average, five times higher than the PTT nonuniformity (see to the parameter Δ_T in table 1). For these reasons, the monitoring of the EGT profile seems to be more effective than the PTT profile monitoring.

In any case, it will be a challenge to create effective profile monitoring algorithms. Such algorithms should be sophisticated enough in order to reliably distinguish four situations: normal probe noise, probe faults, normal temperature profile variations (random or systematic), and profile changes due to hot section faults (gradual or abrupt). If the faults have been detected, their correct identification is desirable as well.

However, an effective fault detection and identification will not come easily. The temperature profile monitoring may become complicated because, as determined in subsection 4.2, variable operating conditions can change a little the profile. Moreover, as shown in subsection 4.1, slight random profile variations are also possible. As a result, we could not always give a unique explanation for the measurement anomalies analyzed in the present paper and we sometimes supposed both hot section faults and sensor errors.

Having mentioned the uncertainty in our explanations, it is the moment to discuss the last issue - effectiveness of the present gas temperature analysis on the basis of deviation and temperature plots. The used graphical tools were useful for determining common characteristics of thermocouple probe behaviour such as a level of normal measurement noise. It is worth to mention that the used graphs have allowed a direct noise estimating for each engine on its real data. The graphical tools also helped to detect many interesting cases of measurement anomalies and to get convincing explanations for a part of them. These tools were useful in the interpretation of the other cases although some uncertainty remained. To better explain these cases, additional tools are required, including statistical treatment of temperature measurements. Such tools should be able to determine individual signatures for each of the enlisted above four situations to be recognized. If that is the case and such signatures are available, the development of effective algorithms for temperature profile monitoring will be only the matter of time. Proceeding with the present analysis, we plan to apply new tools to analyze thermocouple probe measurements in order to determine the basis of effective temperature profile monitoring.

Conclusions

In the present paper, the analysis has been performed of gas temperature measurements by thermocouple probe suites installed behind the HPT and PT.

Field data of a power plant for generating electricity were attracted. In order to find out and analyse cases of abnormal measurement behaviour, both temperature deviations and temperature themselves were plotted and tracked for all probes mounted in a power plant hot section. In order to thoroughly study thermocouple measurements and draw sound conclusions on measurement behaviour, the temperature analysis was performed on the data recorded on three particular engines during one year of their operation. This off-line analysis of historic data yielded important diagnostic information about possible thermocouple faults and hot part malfunctions. The analysis allowed estimating some characteristics of normal thermocouple probe behaviour and revealed a number of cases of probe data abnormalities. The cases that are the most interesting from a diagnostic point of view were explored in detail and explanations were given for them. For example, some sensor malfunctions were discovered. It was also revealed that gas temperature profiles have, in general, a stable form although it can be slightly altered by variations in engine operating conditions. A greater importance of EGT profile monitoring was shown as well. In general, we think that the paper can contribute in the development of effective algorithms for temperature profile monitoring. In addition to the analysis performed and conclusions drawn, the detailed graphs of the paper may give new useful information for experienced gas turbine analysts and performance engineers.

The visual thermocouple data analysis conducted in the paper has demonstrated its general effectiveness; we have rapidly tracked a lot of information and studied many interesting cases. However, we could not find a unique correct explanation for some of them. The point is that the displays of hot section faults and hidden sensor malfunctions can be vary similar.

The present paper can only be considered as the first attempt to analyze thermocouple data. The visual qualitative analysis performed should be accompanied by quantitative estimations. If there is no simple way to achieve higher measurement accuracy, we need to better distinguish between hot section and sensor problems. That is why we are thinking about other advanced graphical tools and statistical methods to be applied to the gas turbine thermocouple data.

Acknowledgments

The work has been carried out with the support of the National Polytechnic Institute of Mexico (research project 20091273).

References

1. Loboda I. Deviation problem in gas turbine health monitoring / I. Loboda, S. Yepifanov, Y. Feldshteyn. – *Proc. IASTED International Conference on Power and Energy Systems, USA, 2004.* – 6 p.
2. Loboda I. Diagnostic analysis of maintenance data of a gas turbine for driving an electric generator / I. Loboda, S. Yepifanov, Y. Feldshteyn. – *Proc. ASME Turbo Expo 2009: International Technical Congress "Power for Land Sea & Air", Orlando, Florida, USA, 2009.* – 12 p.
3. Tsalavoutas A. Combined advanced data analysis method for the constitution of an integrated gas turbine condition monitoring and diagnostic system / A. Tsalavoutas, K. Mathioudakis, N. Aretakis, A. Stamatidis. – *Proc. ASME Turbo Expo 2000, Munich, Germany, 2000.* – 8 p.
4. Romesis C. Setting up of a probabilistic neural network for sensor fault detection including operation with component fault / C. Romesis, K. Mathioudakis // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power.* – 2003. – Vol. 125, Issue 3. – P. 634-641.
5. Kamboukos Ph. Multipoint non-linear method for enhanced component and sensor malfunction diagnosis / Ph. Kamboukos, K. Mathioudakis. – *Proc. ASME Turbo Expo 2006, Barcelona, Spain, 2006.* – 9 p.
6. Borguet S. A sensor-fault-tolerant diagnosis tool based on a quadratic programming approach / S. Borguet, O. Leonard. – *Proc. ASME Turbo Expo 2007, Montreal, Canada, 2007.* – 10 p.
7. Randal T.R. Integrated in-flight fault detection and accommodation: a model-based study / T.R. Randal, K.F. Goebel, N.H. Eklund, B.J. Brunell. – *Proc. ASME Turbo Expo 2005, Reno-Tahoe, Nevada, USA, 2007.* – 9 p.
8. Mathioudakis K. Assessment of the effectiveness of gas path diagnostic schemes / K. Mathioudakis, Ph. Kamboukos // *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power.* – 2006. – Vol. 128, Issue 1. – P. 57-63.
9. Hernandez Gonzalez J.C. Development of normal state model for gas turbine performance monitoring / J.C. Hernandez Gonzalez, I. Loboda, C. De La Cruz Alejo. – *Memorias del 3er Congreso Internacional de Ingenieria Electromecanica y de Sistemas, Mexico, 2002.* – P. 243-246.
10. Benvenuti E. Innovative gas turbine performance diagnostics and hot parts life assessment techniques / E. Benvenuti. – *Proceedings of the Thirtieth Turbomachinery Symposium, Texas A&M University, Houston, Texas, USA, 2001.* – P. 23-31.
11. Fairbairn G.W. Performance testing and monitoring of compressor units / G.W. Fairbairn, J.R. Nisbet, I.C. Robertson. – *Proc. 52nd Autumn Meeting of the Institution of Gas Engineers, London, England, 1986.* – 32 p.
12. Bryce L. Equipment health monitoring failure mode characteristics case study / L. Bryce, J. Bennett. – *17th National Petroleum Show, Calgary, Canada, 2000.* – 25 p.

Поступила в редакцию: 13.10.2009

Рецензент: канд. техн. наук, доц. кафедры конструкции авиадвигателей С.И. Суховой, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

ДІАГНОСТИЧНИЙ АНАЛІЗ ВИМІРЮВАНЬ ТЕМПЕРАТУРИ У ГАРЯЧІЙ ЧАСТИНІ ГТД

І. Лобода, Я. Фельдштейн, К.Ф. Бійарэаль Гонсалес

Температури, виміряні у гарячій частині ГТД, важливі для діагностичного аналізу проточної частини. Для того, щоб отримати відфільтрований середній параметр температури для його подальшого використання у системах керування та діагностики, у одному й тому ж сеченні проточної частини, звичайно встановлюється гребінка термопар. Однак, не дивлячись на попередню обробку, результуючий параметр не є повністю вільним від помилок. Для того, щоб усунути чи зменшити ці помилки, дана стаття аналізує аномалії у поведінці кожної термопари промислової газотурбінної установки. З цією метою будуються графіки як самих вимірених величин, так і їх відхилень від нормальних величин. Для того, щоб отримати більш обґрунтовані висновки, аналіз здійснюється на більшому об'ємі даних, зареєстрованих на трьох відокремлених двигунах.

Ключові слова: ГТД, діагностика проточної частини, термопари, дані експлуатації, помилки реєстрації температури.

ДИАГНОСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ИЗМЕРЕНИЙ ТЕМПЕРАТУРЫ В ГОРЯЧЕЙ ЧАСТИ ГТД

И. Лобода, Я. Фельдштейн, К.Ф. Бийарэаль Гонсалес

Температуры, измеряемые в горячей части ГТД важны для диагностического анализа проточной части. Для того, чтобы получить отфильтрованный и осредненный параметр температуры для его дальнейшего использования в системах управления и диагностики, в одном и том же сечении проточной части обычно устанавливается гребенка термопар. Однако, несмотря на предварительную обработку, результирующей параметр не является полностью свободным от ошибок. Для того, чтобы устранить или уменьшить эти ошибки, данная статья анализирует аномалии в поведении каждой термопары промышленной газотурбинной установки. С этой целью, строятся графики как самих замеренных величин, так и их отклонений от нормальных величин. Для того, чтобы получить более обоснованные выводы, анализ выполняется на большом объеме данных, зарегистрированных на трех отдельных двигателях.

Ключевые слова: ГТД, диагностика проточной части, термопары, данные эксплуатации, ошибки регистрации температуры.

Лобода Игорь Игоревич – канд. техн. наук, доцент Национального политехнического института, Мексика, e-mail: loboda@calmecac.esimecu.ipn.mx.

Фельдштейн Яков – канд. техн. наук, менеджер компании Compressor Controls Corporation, Des Moines, Iowa, USA, e-mail: yfeldshteyn@cccglobal.com.

Бийарэаль Гонсалес Клаидия Ф. – студентка магистратуры Национального политехнического института, Мексика.

УДК 621.438.003

Т.П. ГРЫЗЛОВА

Рыбинская государственная авиационная технологическая академия им. П.А. Соловьева, Россия

ПРОБЛЕМЫ АНАЛИЗА СИГНАЛОВ СЛОЖНЫХ ИСТОЧНИКОВ

Рассматриваются методы решения прикладных задач автоматического анализа сигналов. Во время испытаний сложных технических объектов ставятся такие задачи, как диагностика технического состояния, обнаружение значимых событий и распознавание последовательности состояний сложного источника и / или оценки моментов смены состояния источников. Рассмотрены модели составного и сложного источников. Модель составного источника является конструктивным приближением модели сложного источника, более близкой к физике исследуемого явления. Модель составного источника согласуется с анализом нестационарных процессов как кусочно-стационарных, а сигнал сложного источника требует структурного анализа и исключения из обрабатываемых данных фрагментов, непригодных для анализа. Предложены формализации управляемого и распределенного источников. Предложены нестационарные функционалы для анализа сигналов сложных источников во временной области, позволяющие выполнить декомпозицию сигнала, распознавание его элементов и решить задачу статистического синтеза рекуррентных и адаптивных алгоритмов приема как элементов, так и сигнала в целом. Существенно, что анализируются блоки данных переменной длины, согласованные по фазе (полуволны). Приведены характеристики функционалов от положительных полуволн вибросигналов подшипников трансмиссии ГТД.

Ключевые слова: сложный источник, цифровые сигналы, методы анализа, временной анализ, диагностика, обнаружение, оценка моментов смены состояния, распознавание состояний, управляемый источник, распределенный источник, нестационарный функционал, декомпозиция сигналов, структурный анализ.

Введение

При испытаниях и эксплуатации сложных технических объектов на основе анализа регистрируемых сигналов решается множество прикладных задач. Обобщая опыт решения задачи диагностики технического состояния подшипников трансмиссии газотурбинных двигателей (ГТД) [1 – 3], применения Wavelet-анализа нестационарных динамических процессов [4] и постановки задач исследования и контроля вибронгруженности ГТД [5], представляется целесообразным сформулировать прикладные задачи анализа сигналов сложных источников в общем виде. Можно выделить следующие прикладные задачи автоматического анализа сигналов при испытаниях или эксплуатации сложных технических объектов:

– диагностика технического состояния объекта, т. е. принятие по наблюдаемой цифровой последовательности s_0^T бинарного решения относительно его исправности $\hat{r} \in \{0, 1\}$:

$$s_0^T \rightarrow \hat{r}; \quad (1)$$

– обнаружение на фоне сравнительно однородного или существенно неоднородного процесса значимых событий, т.е. обнаружение в наблюдаемой

цифровой последовательности s_0^T подпоследовательности $g_{\tau 0}^{\tau 1}$, которая позволяет в реальном времени принять решение $\hat{\theta} = 1$, означающее, что на временном интервале $[\hat{\tau} 0, \hat{\tau} 1]$, $0 < \hat{\tau} 0 < \tau \leq \hat{\tau} 1 < T$ наблюдалось интересующее нас событие или явление:

$$s_0^T \rightarrow g_{\tau 0}^{\tau 1} \rightarrow \{\hat{\theta}, \hat{\tau} 0, \hat{\tau} 1\}; \quad (2)$$

– определение последовательности смены состояний из заданного множества, т.е. оценок состояний $\hat{a}$ и оценок моментов переключения $\hat{\tau} 0_i, \hat{\tau} 1_i$, $i = 1..K$:

$$s_0^T \rightarrow \hat{a}_{\tau 0_i}^{\tau 1_i}. \quad (3)$$

Вследствие ошибок оценивания или необходимости для анализа и принятия решения задержки, моменты времени τ , когда действительно происходят значимые события или смена состояния объекта, отличаются от их оценок $\hat{\tau}$, в том числе, и количеством L . При $L < K$ мы, вероятнее всего, сталкиваемся с ложной тревогой, а при $L > K$ – пропускаем события или моменты переключения, но в общем случае характер ошибок может оказаться значительно более сложным, так как их может быть много и разного рода и при $L = K$.

Распространенный метод решения прикладных задач анализа сигналов является двухэтапным: обработка сигналов и принятие решения о текущем состоянии объекта или смене состояний. Используя методы обработки данных [6], сигнал отображают в пространство признаков $\tilde{X}$:

$$s_0^T \rightarrow \tilde{X} \quad (4)$$

или представляют в сигнальных пространствах (спектры, Wavelet-преобразования). Эвристически находят эффективные методы обработки, аналитически или методом моделирования определяют параметры алгоритмов обработки. На втором этапе формализуется метод принятия решения, ищутся оценки вероятностей ошибок первого и второго рода [7 – 9]. Часто метод принятия решения не может быть формальным, т. е. информация не может быть обработана автоматически. Одной из причин является скрытая или явная нестационарность диагностических сигналов. Хотя известно, что методы анализа нестационарных сигналов должны быть специальными, т.е. требуется учитывать конкретные силы, обусловившие нестационарность, обычно полагают, что нестационарные сигналы можно разбить на стационарные участки, а далее применять решения, полученные для стационарных сигналов [6]. Подобные методы согласуются с моделью составного источника [10], которая упрощает разработку методов и алгоритмов анализа, но не адекватна реальным процессам. В настоящей работе введено понятие сложного источника и разработаны две формальные модели сложных источников. Дана краткая предварительная оценка пригодности некоторых известных методов обработки данных и оптимального приема для решения задач (1) – (3). Была поставлена задача поиска нестационарных функционалов, позволяющих выполнить структурный анализ сигналов во временной области. Предложены

функционалы, привязанные к моментам пересечения сигналами нулевого уровня в одном направлении и вычисляемые на основе сравнения кодов полуоволн. Показана их полезность при вибродиагностике подшипников трансмиссии ГТД.

1. Формализация моделей сложных источников

Проблема классификации источников была поставлена в теории информации в связи с кодированием и разработкой методов компактного представления данных. Различают вероятностные источники – источники, которые могут создать любые сообщения, но с определенной вероятностью, и комбинаторные источники – источники, которые могут породить только некоторые сообщения. На практике часто используют понятия стационарных и марковских источников. Для описания нестационарных и дискретно-непрерывных сигналов пользуются моделью составного источника [10], когда предполагается статистическая однородность данных в пределах сегментов, коммутируемых дискретным источником, причем моменты переключений обычно полагаются известными (рис. 1). Данные моделируются стохастическими линейными дифференциальными уравнениями. На практике моменты переключения состояния источника неизвестны и, в лучшем случае, могут быть приблизительно рассчитаны, исходя из физики процессов. Кроме того, границы элементарных сигналов очень нечеткие, элементарные сигналы интерферируют. Велика вариативность элементов, как в пределах одного сигнала, так и выборке сигналов от однотипных источников. Таким образом, модель составного источника является конструктивным компромиссом.

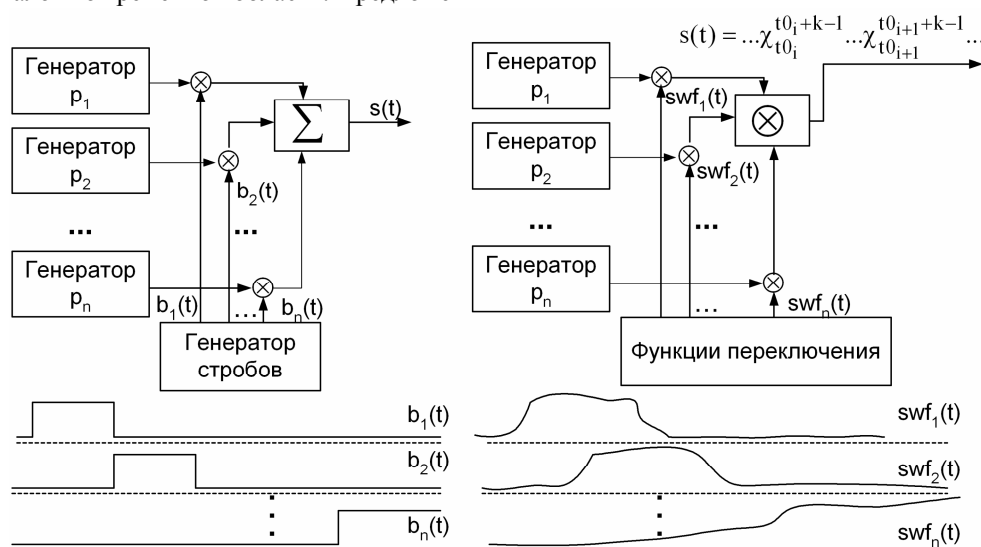


Рис. 1. Модели составного (слева) и сложного (справа) источников

Предложены две формализации модели сложного источника, основанные на принципе повторяемости элементов сигнала и общности законов формирования объектов одного класса. При этом элементарные сигналы могут быть сильно вариативными, а законы их формирования – сложными и неизвестными.

1.1. Управляемый сложный источник

Известно множество состояний – режимов работы или фаз работы $A = \{a_i\}$. В каждом состоянии (режиме, фазе) модель поведения или типичные регистрируемые сигналы $s(t, a_i) = \tilde{p}_0^i$ являются как функциями времени, так и состояния (фазы, режима). Если $a(t)$ меняется, т.е. является функцией некоторого управления $a(t, u(t))$, принимая значения из A , то мы имеем управляемый сложный источник, моменты переключения которого из одного состояния в другое нам неизвестны. Обозначим вектор моментов перехода $\tau(t) = \tau_1^L$. Задача заключается в оценке последовательности состояний $\hat{a}(t)$ и моментов перехода, оно вследствие ошибок может различаться от количества переключений состояний L в исходном процессе: $\hat{\tau}(t) = \hat{\tau}_1^K$ – задача (3).

1.2. Распределенный источник

Модель распределенного сложного источника включает множество почти одинаковых источников $\{A_1, \dots, A_m\}$, каждый из которых формирует сигнал $x_k(t)$. Сигналы источников являются компонентами многомерного процесса $X(t)$, включение их определяется бинарными временными переключательными функциями $b_k(t)$:

$$X(t) = [x_1(t) \cdot b_1(t), \dots, x_m(t) \cdot b_m(t)]^T. \quad (5)$$

В среде распространения и датчике компоненты взаимодействуют, поэтому наблюдаемый сигнал является неизвестным сложным преобразованием $s(t) = ST(X(t))$. В простейшем случае это может быть суммирование компонент или коммутация. Можно ввести более сложную модель:

$$X(t) = [x_1(t) \cdot \text{swf}_1(t), \dots, x_m(t) \cdot \text{swf}_m(t)]^T, \quad (6)$$

где $\text{swf}_k(t)$ – произвольные переключательные функции, например, одна компонента может нарастать, а другая убывать. Взаимодействие разных последовательностей в одном сигнале приводит к ис-

кажению их формы и проявляется как неаддитивные помехи. Такие модели могут быть полезны в акустике, когда имеется неопределенное количество источников повторяющихся сигналов, накладывающихся друг на друга и взаимодействующих сложным образом (см. рис. 1). В задаче вибродиагностики подшипников трансмиссии ГТД почти периодически повторяется пространственная конфигурация элементарных источников вибраций относительно датчиков. Сигналы от элементарных источников просты, похожи (характерны), но взаимодействуют сложным образом. Характерная последовательность $\chi(t) = \otimes_i s_i(t)$ может быть и результатом взаимодействия элементарных сигналов. Вне зависимости от механизма размытия и нестационарного воздействия на элементы сигнала, сигнал сложного источника предлагается исследовать на основе феноменологической модели, постулирующей наличие участков разных типов и характерных последовательностей.

2. Методы решения прикладных задач анализа сигналов

В теории оптимального приема задачи (1) – (3) формализованы в конструктивном виде, позволяющем найти решение методами статистического синтеза [7 – 9]. В общем виде наблюдение является сложным преобразованием сигнала, зависящего от параметров λ , и произвольной помехи $n_c(t)$:

$$\xi(t) = F(s(t, \lambda), n_c(t)). \quad (7)$$

Однако, хотя в теории оптимального приема постановка задач изначально не сужается, решить задачу статистического синтеза можно в ограниченном ряде случаев, как правило, аддитивного белого шума и при известных аналитических моделях сигналов и элементов сигналов. Например, задачи различения и распознавания двух сигналов решаются для известных моделей сигналов и наблюдения вида

$$\xi(t) = r s_1(t, \lambda) + (1 - r) s_2(t, \lambda) + n(t)$$

$$\xi(t) = \theta_1 s_1(t, \lambda) + \theta_2 s_2(t, \lambda) + n(t). \quad (8)$$

Аналогично в теории оптимального приема формализуется задача многоальтернативного приема.

Задача обнаружения сигнала известна – оценивается величина $\theta \in \{0, 1\}$ по наблюдению

$$\xi(t) = \theta s(t) + n(t). \quad (9)$$

Задача о разладке близка к задаче обнаружения, но наблюдение

$$\xi(t) = s(\Phi(t)) + n(t) \quad (10)$$

зависит от величины $\Phi(t)$, определяющей статистические свойства полезного сигнала. Величина

эта, по предположению, изменяется во времени, оставаясь постоянной на интервалах значительной продолжительности. Требуется определить моменты времени, когда происходит переключение $\Phi(t)$.

Диагностические сигналы в прикладных задачах (1) – (3), регистрируемые при испытаниях элементов авиационных двигателей, являются очень сложными структурными объектами, математическая модель которых или неизвестна, или настолько сложна, что ее использование становится неконструктивным. С одной стороны, методы идентификации структурных моделей не развиты в требуемой для разработки приложений степени [11, 12], а с другой – сигналы, которые надо обнаружить и распознать, принимаются на фоне мешающих сигналов, подобных принимаемому. Таким образом, преимущество отдается методам обработки данных, которые широко используют как для моделирования сложных объектов, так и для анализа их состояния [6]. Обычно анализ выполняется методами, разработанными на основе теории случайных процессов. Общая схема анализа отдельных реализаций включает определение среднего квадрата и среднего значения, оценивание ковариационной функции, спектральной плотности и плотности вероятности, проверку стационарности, периодичности и нормальности. Общая схема анализа совокупности реализаций заключается в анализе отдельных реализаций, проверке коррелированности реализаций и эквивалентности статистических свойств реализаций. Для совокупности реализаций оцениваются взаимные ковариационные функции, взаимные спектральные плотности, частотные характеристики, функции когерентности. Если процессы являются нестационарными, переходными или почти-периодическими, то требуется разработка специальных методов анализа.

Несомненно, разработка и исследование методов анализа эмпирических данных не теряет своей актуальности. В свое время проблему о соотношении между эмпирическими данными и извлекаемой из них необходимой исследователю информации проанализировали Э.М. Браверман и И.Б. Мучник [11]. Они обратили внимание на следующие важные для извлечения информации из экспериментальных данных моменты:

- эмпирические данные, как правило, не содержат непосредственной информации о наиболее существенных внутренних характеристиках явления;
- информация о возможных типах объектов (альтернативах) отсутствует, т.е. требуется разработка типологии на основе эмпирических данных;
- эмпирические данные могут описывать взаимодействия между элементами большой системы и иметь сложный вид (графы, большое число одновременно меняющихся кривых).

Подобные представления о характере полезной информации, содержащейся в эмпирических данных, не позволяют использовать для их обработки классические статистические методы. На основе концепции о возможности формирования представления сигналов в виде небольшого числа сильно различающихся подмножеств множества из большого числа элементов сигнала, был разработан структурный (лингвистический) подход, который положил начало развитию методов машинного обучения [11, 13]. В настоящее время это одно из наиболее актуальных направлений развития методов цифровой обработки эмпирических данных, причем преимущественно во временной области [14, 15]. Основные этапы структурного анализа: разделение области задания на части, рассмотрение функций на этих участках как самостоятельных единиц наблюдения и сравнение частей сигнала между собой. Методы решения этих задач исследованы недостаточно.

В качестве примера будем рассматривать задачу диагностики подшипников трансмиссии ГТД.

Обучающая выборка в задаче вибродиагностики имеет размер 20 сигналов, частота дискретизации – 10 кГц, длина реализаций – 30000 отсчетов (3 сек.). Далее будем использовать обозначения $S(t)$ и $B(t)$ для сигналов, зарегистрированных в исправном и неисправном состояниях подшипников трансмиссии ГТД (классы S и B , соответственно). На рис. 2 показаны фрагменты вибросигналов на коротком временном интервале [1850, 3200], случайно выбранном из сигнала. На нем происходит поворот конфигурации механической системы на 90° .

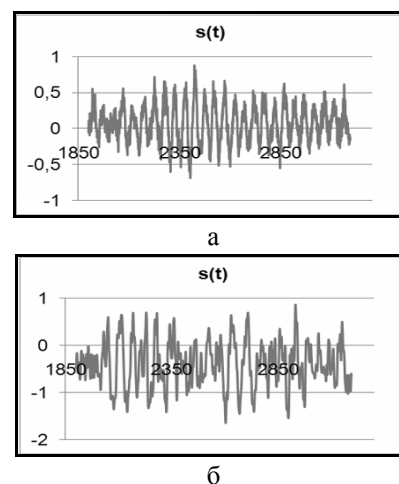


Рис. 2. Фрагменты s_{1850}^{3200} вибросигналов классов S (а) и B (б)

Ставится задача поиска функционалов от эмпирических данных (сигналов), по которым можно обнаружить смену состояния источника и распознать это состояние. Функционалы не должны быть

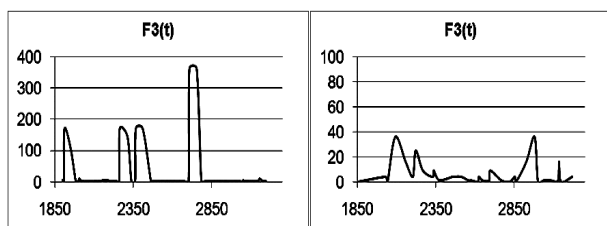


Рис. 5. Результаты временного анализа фрагментов вибросигналов (рис. 2) классов С (слева), В (справа)

На рис. 6 показаны простые временные функционалы для неисправного и кондиционного подшипников. В этом случае нет необходимости проводить дальнейшую обработку, поскольку последовательности длительностей положительных полуволн, их средних и дисперсий настолько характерны, что диагностика не вызывает затруднений.

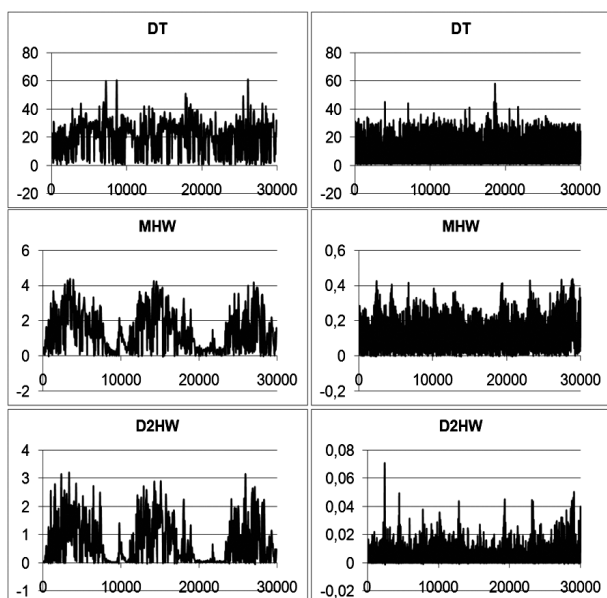


Рис. 6. Последовательности длин HW^+ , их средние и дисперсии (слева – класса В, справа – класса С)

Функционалы $\Phi 1$ показаны на рис. 7, их средние (MF), отклонения (DF), максимальные значения (Max), а также количество полуволн n^+ показаны в табл. 1. Хочется обратить внимание, что поскольку длины полуволн велики, то и коды получаются очень большими, поэтому результат надо логарифмировать. Удобнее вычислять расстояние непосредственно по битовым последовательностям.

Наконец, усредненные функционалы показаны на рис. 8, выбраны кондиционный и некондиционный подшипники с похожими $\Phi 1(t)$.

Это сходство исчезает по мере сглаживания, что делает возможной визуальную диагностику состояния подшипников трансмиссии ГТД.

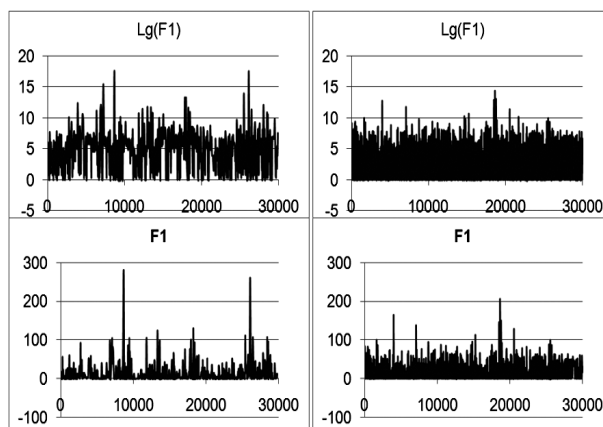


Рис. 7. Расстояния между кодами полуволн в вибросигналах (слева – класса В, справа – класса С)

Таблица 1

Количество полуволн и их характеристики

	n^+	Max	MF	DF
C1	2797	205	13	21,5
C2	1366	81,5	6,7	10,8
C3	1530	69	6,8	10,3
C4	1317	167	21,6	23
C5	1703	36	2,4	3,7
C6	863	64	6	9
N1	582	168	6,1	15
N2	707	70	6,8	10,7
N3	909	302	25	33
N4	433	81,5	3,3	6,7
N5	874	111	9,2	14,2
N6	1267	48	2,4	5
B1	836	63	5	9
B2	335	76	3,8	7
B4	803	71	6,4	9,9
B5	979	77	7,4	11
B6	1120	92	9,9	14
B7	800	278	15	24,9

Заключение

Таким образом, основные проблемы структурного анализа сигналов в реальном времени могут быть решены с помощью временного анализа блоков данных переменной длины, согласованных по фазе. Размер этих блоков данных является очень информативным, что продемонстрировано в статье.

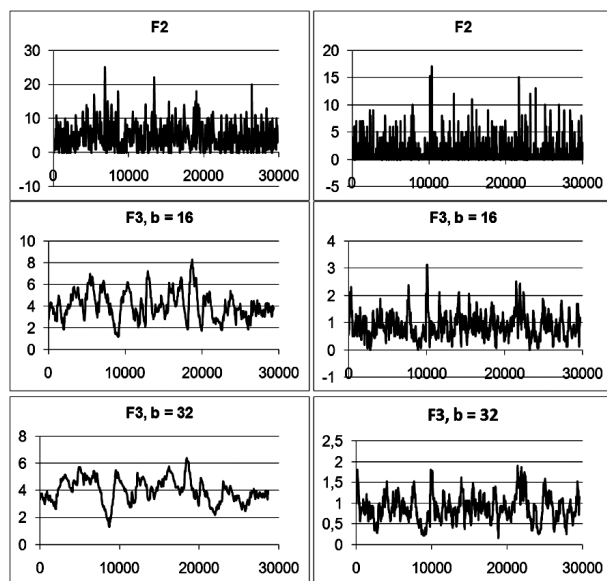


Рис. 8. Функционалы $F_3(t)$ при различных размерах блоков данных для вибросигналов (слева – класса В, справа – класса С)

Обычно мы эту информацию разрушаем, задавая размер обрабатываемых блоков данных произвольно. Временной анализ может быть выполнен с помощью многоуровневой системы анализа, представляющей собой систему временных ограничений на интервалы, в которые могут происходить события разного уровня и разного временного масштаба.

Сформулированы проблемы теории цифровой обработки эмпирических данных, которые необходимо решать для эффективного анализа сигналов сложных источников. В первую очередь, это поиск нестационарных функционалов, позволяющих выполнить структурный анализ сигналов на основе методов оптимального приема и рекуррентного оценивания.

На примере задачи вибродиагностики технического состояния подшипников трансмиссии ГТД показаны особенности характеристик полувольт вибросигналов разных классов, а также функционалов, привязанных к пересечениям нулевого уровня.

Литература

1. Шепель В.Т. Выбор признаков для диагностики технического состояния трансмиссионных подшипников ГТД / В.Т. Шепель, Б.И. Комаров, Т.П. Грызлова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 8 (24). – С. 200-205.
2. Шепель В.Т. Wavelet-анализ для диагностики технического состояния трансмиссионных подшипников газотурбинных двигателей / В.Т. Шепель, Б.И. Комаров, Т.П. Грызлова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – № 10 (26). – С. 191-195.

3. Горшков А.П. Диагностика состояния подшипников трансмиссии газотурбинных двигателей в пространствах статистик характерных последовательностей вибраций / А.П. Горшков, Т.П. Грызлова, Б.И. Комаров, В.Т. Шепель // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2006. – № 10 (36). – С. 67-71.

4. Грызлова Т.П. Методическое и программное обеспечение обработки нестационарных процессов на основе Wavelet-анализа / Т.П. Грызлова, Г.Ш. Пиралишвили, В.Т. Шепель // *Вестник двигателестроения*. – 2006. – № 3. – С. 135-140.

5. Коровин Б.Б. Об использовании дискретного Wavelet-преобразования при исследовании и контроле вибронегруженности ГТД / Б.Б. Коровин, О.Н. Былинкина, Т.П. Грызлова // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 9 (45). – С. 115-120.

6. Бендат Дж. Прикладной анализ случайных данных / Дж. Бендат, А. Пирсол. – М.: Мир, 1989. – 540 с.

7. Сейдж Э. Теория оценивания и ее применение в связи и управлении / Э. Сейдж, Дж. Мелс. – М.: Связь, 1976. – 495 с.

8. Фомин В.Н. Рекуррентное оценивание и адаптивная фильтрация / В.Н. Фомин. – М.: Наука, гл. ред. физ.-мат. лит., 1984. – 288 с.

9. Тихонов В.И. Оптимальный прием сигналов / В.И. Тихонов. – М.: Радио и связь, 1983. – 320 с.

10. Орищенко В.И. Сжатие данных в системах сбора и передачи информации / В.И. Орищенко, В.Г. Санников, В.А. Свириденко. – М.: Радио и связь, 1985. – 184 с.

11. Браверман Э.М. Структурные методы обработки эмпирических данных / Э.М. Браверман, И.Б. Мучник. – М.: Наука, гл. ред. физ.-мат. лит., 1983. – 464 с.

12. Сейдж Э.П. Идентификация систем управления / Э.П. Сейдж, Дж.Л. Мелса. – М.: Наука, гл. ред. физ.-мат. лит., 1974. – 248 с.

13. Айзерман М.А. Метод потенциальных функций в теории обучения машин / М.А. Айзерман, Э.М. Браверман, Л.И. Розоноэр. – М.: Наука, 1973. – 450 с.

14. Eads D. Grammar-Guided Feature Extraction for Time Series Classification [Электронный ресурс] / D. Eads, K. Glocer, S. Perkins and J. Theiler // *Neural Information Processing Systems. Proc. of the 9th Annual Conference on Neural Information Processing Systems (NIPS'05)*. – Vancouver, Dec. 2005. – Режим доступа <http://users.soe.ucsc.edu/~eads/papers/eads2005-2.pdf>.

15. Olszewski R.T. Generalized Feature Extraction for Structural Pattern Recognition in Time-Series Data / R.T. Olszewski // *PhD Thesis*. – Carnegie Mellon University, Pittsburgh, PA. – 2001. – 125 p.

16. Горшков А.П. Семейство эффективных признаков для диагностики состояния сложных технических систем на примере подшипников трансмиссии ГТД / А.П. Горшков, Т.П. Грызлова //

Труды 9-й международной конференции «Распознавание образов и анализ изображений: новые информационные технологии». – Нижний Новгород, 2008. – Т.2. – С. 47-51.

Поступила в редакцию: 9.11.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., начальник отдела сертификации двигателей В.Т. Шепель, «ОАО «Сатурн», Рыбинская государственная авиационная технологическая академия, Рыбинск, Россия.

ПРОБЛЕМИ АНАЛІЗУ СИГНАЛІВ СКЛАДНИХ ДЖЕРЕЛ

Т.П. Гризлова

Розглядаються методи вирішення прикладних завдань автоматичного аналізу сигналів. Під час випробувань складних технічних об'єктів ставляться такі завдання, як діагностика технічного стану, виявлення значимих подій і розпізнавання послідовності станів складного джерела і / або оцінки моментів зміни стану джерел. Розглянуті моделі складеного і складного джерел. Модель складеного джерела є конструктивним наближенням моделі складного джерела, ближчою до фізики досліджуваного явища. Модель складеного джерела узгоджується з аналізом нестационарних процесів як кусочно-стационарних, а сигнал складного джерела вимагає структурного аналізу і виключення з оброблюваних даних фрагментів, непридатних для аналізу. Запропоновані формалізації керованого і розподіленого джерел. Запропоновані нестационарні функціонали для аналізу сигналів складних джерел в тимчасовій області, що дозволяють виконати декомпозицію сигналу, розпізнавання його елементів і вирішити завдання статистичного синтезу рекурентних і адаптивних алгоритмів прийому як елементів, так і сигналу в цілому. Істотно, що аналізуються блоки даних змінної довжини, погоджені по фазі (півхвилі). Приведені характеристики функціоналів від позитивних півхвиль вібросигналів підшипників трансмісії ГТД.

Ключові слова: складне джерело, цифрові сигнали, методи аналізу, часовий аналіз, діагностика, виявлення, оцінка моментів зміни стану, розпізнавання станів, кероване джерело, розподілене джерело, нестационарний функціонал, декомпозиція сигналів, структурний аналіз.

ANALYSIS TASKS OF THE COMPLEX SOURCES' SIGNALS

T.P. Gryzlova

The methods for solving the applied problems of automated signal analysis are discussed. While in complex technical systems tests such problems arise as condition diagnostics, significant events detection and recognition of the sequence of the complex source states and / or instants of time transitions of states estimation. Combined source model and complex source model were considered. Combined source model is a constructive simplifying of the complex source model that is more matched with physics of a phenomenon to analyze. The combined source model is in accord with the processing of nonstationary signals as piecewise-stationary ones. The complex source model requires of the structural analysis and of the excluding of inapplicable data. Controlled complex source and spaced source have been defined. Time-varying functionals are proposed which make possible the structural analysis based on the theory of optimum reception and recurrent estimation of signals' elements and a signal wholly. It is essential that data pieces are phase-matched half-waves of variable length. From the example of the problem of condition diagnostics of GTE transmission bearings the features of positive half-waves of vibrations and zero crossing located functionals are shown.

Key words: complex source, digital signals, methods of analysis, time-domain analysis, diagnostics, detection, instants of time transitions of states estimation, states recognition, controlled source, spaced source, nonstationary functional, signal's decomposition, structural analysis.

Грызлова Татьяна Павловна – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры математического и программного обеспечения электронных вычислительных систем Рыбинской государственной технологической академии им. П.А. Соловьева, Рыбинск, Россия, e-mail: kntpgryzlova@mail.ru.

УДК 621.63: 621.51

В.В. ГОЦУЛЕНКО¹, В.В. ПИЦЫК²¹ *Институт предпринимательства “Стратегия”, Желтые воды, Украина*² *Днепродзержинский государственный технический университет, Украина*

ОПРЕДЕЛЕНИЕ АТТРАКТОРОВ ДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ С ДВУХСТУПЕНЧАТЫМ ЛОПАСТНЫМ НАГНЕТАТЕЛЕМ

Определены аттракторы и установлены закономерности их изменения при варьировании акустических параметров нелинейной системы дифференциальных уравнений, описывающей нестационарные движения (помпаж) в пневмосистеме, включающей двухступенчатый лопастной нагнетатель с управляемыми объемами, расположенными на выходе из каждой ступени лопастного нагнетателя. Это позволило теоретическим путем, с помощью характеристических ляпуновских показателей аттрактора, установить наличие режима стохастических автоколебаний (соответствующих странному аттрактору), который ранее наблюдался на практике.

Ключевые слова: помпаж, аттрактор, характеристический показатель Ляпунова, автоколебания, акустические параметры, неустойчивость.

Введение

Теория автоколебаний (помпажа) компрессора, разработанная В.А. Боднером и В.В. Казакевичем, изложена в монографии [1], в которой, в частности, представлены периодические решения системы уравнений движения одноступенчатого компрессора. В работе [2] установлено сужение области устойчивой работы компрессора при наличии упругости между его ступенями. Линейная устойчивость двухступенчатых и многоступенчатых компрессоров были рассмотрены в [2], а периодические решения нелинейных уравнений теории помпажа двухступенчатого компрессора определены в [3].

Изучение динамики во времени любых физических систем, математические модели которых описываются нелинейными дифференциальными уравнениями (или их системами) с частными производными, зачастую дает лишь самые общие представления об ее динамике. Многие свойства распределенной системы являются грубыми, так что они остаются справедливыми и после ее усреднения по пространственным переменным. Ярким примером последнего является анализ Лоренца [4 – 6] задачи о изучении тепловой конвекции в подогреваемом снизу слое жидкости, где полная система уравнений Навье – Стокса, используя метод конечных элементов, была усреднена к системе трех автономных обыкновенных уравнений. Детальный анализ полученной им системы привел к фундаментальному открытию – понятию странного аттрактора и связанному с ним режиму стохастических автоколебаний.

Универсальным средством для изучения временной динамики физических систем с сосредоточенными параметрами является их представление в виде динамической системы с конечномерным фазовым пространством. Абстрагируясь от конкретной физической природы изучаемого объекта, о нем говорят как о динамической системе, если можно указать такой набор величин, называемых динамическими переменными и характеризующих состояние системы, что их значения в любой последующий момент времени получаются из исходного набора по определенному правилу. Это правило задает оператор эволюции системы. Изменению состояния во времени (т.е. динамика системы) отвечает движение изображающей точки по определенной кривой – фазовой траектории. Если состояние системы задается набором N величин, динамику можно представить как движение точки по траектории в N -мерном фазовом пространстве.

Для диссипативных систем характерно то, что режим динамики, возникающий в системе, предоставленной себе в течение длительного времени, становится не зависящим от начального состояния (по крайней мере, при вариации начальных условий в некоторых конечных пределах). Множество точек в фазовом пространстве диссипативной системы, посещаемых в установившемся режиме, называется аттрактором.

До недавнего времени считалось, что единственными аттракторами в любой диссипативной динамической системе могут быть лишь неподвижные точки (положения равновесия), предельные циклы

(периодические автоколебания) и многомерные то-ры (квазипериодические автоколебания). Однако, по-видимому, впервые после уже цитируемой выше работы Лоренца стало понятным, что даже в про-стейших динамических системах [4 – 7], размер-ность фазового пространства которых не менее чем три, фазовые траектории могут иметь очень слож-ную нерегулярную форму (странные аттракторы).

Постановка задачи

В данной работе изучается динамическая сис-тема, являющаяся математической моделью движе-ний в системе (рис. 1) с двухступенчатым компрес-сором.

В частности, теоретически показана возмож-ность существования в такой системе режима сто-хастических автоколебаний, которые неоднократно [1] наблюдались экспериментально.

Схему двухступенчатой компрессорной маши-ны, рассматриваемую в работах [1 – 2], дополним управляемыми объемами, расположенными на вы-ходе каждой ступени нагнетателя (рис. 1).

В уравнениях динамики пневмосистемы, вклю-чающей двухступенчатый компрессор, напорные характеристики (рис. 2)

$$F_i(M) = [\pi_i(M) - 1] P_0 \quad (i = \overline{1, 2})$$

отдельных ступеней удобно представлять [2] как функции массового расхода M . Представив ха-рактеристику приключенной магистрали общей зави-симостью

$$P_D = h_c(M_D),$$

систему уравнений движения запишем в виде [2]:

$$\begin{cases} L_{a1} \frac{dM_1}{dt} = F_1(M_1) - P_{a2}; \\ C_{a1} \frac{dP_{a2}}{dt} = M_1 - M_2; \\ L_{a2} \frac{dM_2}{dt} = F_2(M_2) - P_D + P_{a2}; \\ C_{a2} \frac{dP_D}{dt} = M_2 - M_D; \\ P_D = k_D \cdot M_D^2, \end{cases} \quad (1)$$

где $L_{a1} = \frac{\ell_2}{S_2} + \frac{\pi_1 \ell_1}{S_1}$, π_1 – степень повышения дав-

ления в первой ступени компрессора; $C_{a1} = \frac{S_2 \ell_2}{c_1^2}$,

$L_{a2} = \frac{\ell_3}{S_3}$; $C_{a2} = \frac{S_3 \ell_3}{c_2^2}$; $c_1 \cong c_2$ – скорость распро-

странения звука в потоках на входе соответствую-щих ступеней; π_2 – степень повышения давления во второй ступени компрессора [2]; M_1 – соответ-ствующие массовые расходы; P_{a2} – давление в на-порной емкости перед входом во вторую ступень; P_D – давление перед дросселем на входе в приклю-ченную магистраль.

Рассматривая стационарное решение системы (1), получим:

$$\begin{cases} \frac{dM_1}{dt} = 0, \\ \frac{dP_{a2}}{dt} = 0, \\ \frac{dM_2}{dt} = 0, \\ \frac{dP_D}{dt} = 0, \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} M_1 = M_2 = M_D = \xi, \\ P_{a2} = F_1(\xi) \\ k_D = \frac{F_1(\xi) + F_2(\xi)}{\xi^2}, \\ P_D = k_D \cdot \xi^2, \end{cases}$$

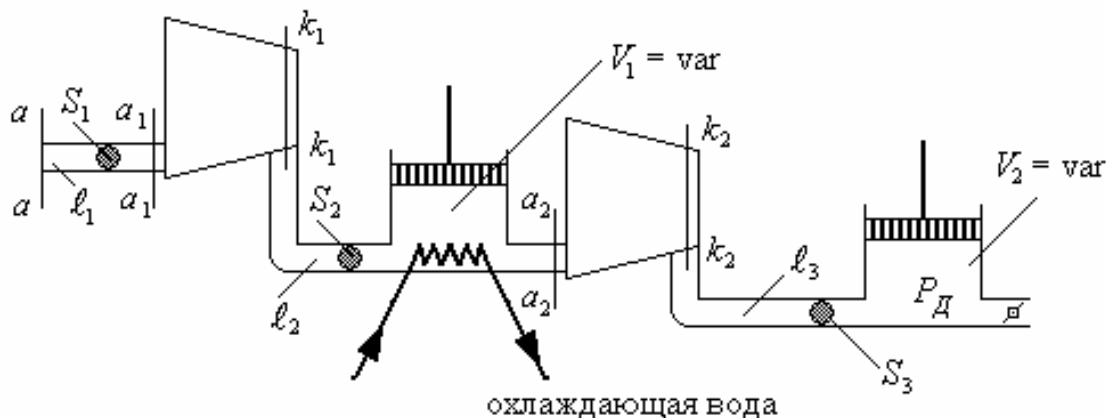


Рис. 1. Схема двухступенчатого компрессора с дополнительными управлениями объемами на выходе каждой ступени

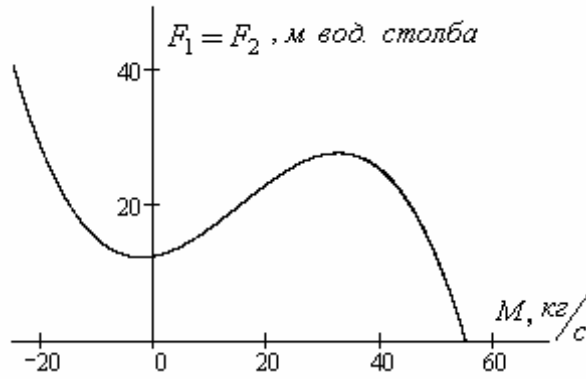


Рис. 2. Напорные характеристики ступеней компрессора

или делая замену: $x = \frac{M_1}{\xi}$, $y = \frac{P_{a2}}{F_1(\xi)}$, $X = \frac{M_2}{\xi}$,

$Y = \frac{P_D}{F_1(\xi) + F_2(\xi)}$, $t = \frac{\tau}{\tau_0}$, приведем систему (1) к безразмерному виду:

$$\begin{cases} \alpha \frac{dx}{d\tau} = \tilde{F}_1(x) - y; \\ \beta \frac{dy}{d\tau} = x - X; \\ \gamma \frac{dX}{d\tau} = \tilde{F}_2(X) - (1 + \chi)Y + y; \\ \delta \frac{dY}{d\tau} = X - \sqrt{Y}, \end{cases} \quad (2)$$

где обозначено: $\alpha = \frac{\tau_0 \xi}{F_1(\xi)} L_{a1}$; $\beta = \frac{\tau_0 F_1(\xi)}{\xi} C_{a1}$;

$$\gamma = \frac{\tau_0 \xi}{F_1(\xi)} L_{a2}; \quad \delta = \frac{\tau_0 (F_1(\xi) + F_2(\xi))}{\xi} C_{a2};$$

$$\tilde{F}_1(x) = \frac{F_1(\xi x)}{F_1(\xi)}; \quad \tilde{F}_2(X) = \frac{F_2(\xi X)}{F_1(\xi)}; \quad \chi = \frac{F_2(\xi)}{F_1(\xi)}.$$

Далее всюду значение стационарного расхода $\xi = 20 \text{ кг/с}$ и $\tau_0 = 1 \text{ с}$.

Результаты работы

Определение структуры аттрактора в терминах характеристических показателей Ляпунова

Рассмотрим данный подход в общем случае для произвольной гладкой системы с N степенями свободы:

$$\frac{dX}{dt} = F(X), \quad (3)$$

где $X = (x_1, x_2, \dots, x_N)$, $F: \mathbb{R}^N \rightarrow \mathbb{R}^N$ – гладкое отображение. Пусть далее $X(t)$ – некоторая фазо-

вая траектория системы (3), а $Y(t)$ – ее траектория с немного измененным начальным условием. Тогда разность $Z(t) = Y(t) - X(t)$ естественно считать малой величиной, по крайней мере, на небольшом интервале изменения времени, и поэтому, подставляя ее в (3), и воспользовавшись разложением Тейлора, получим:

$$\frac{dZ}{dt} = J[X(t)] \cdot Z + O(\|Z(t)\|^2), \quad (4)$$

$$\text{где } J[X(t)] = \begin{bmatrix} \frac{\partial F_1}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial F_1}{\partial x_N} \\ \dots & \dots & \dots \\ \frac{\partial F_N}{\partial x_1} & \dots & \frac{\partial F_N}{\partial x_N} \end{bmatrix} \text{ – матрица Якоби}$$

отображения F , вычисленная на траектории $X(t)$ системы (3).

Далее, пренебрегая в выражении (4) величиной $O(\|Z(t)\|^2)$, обозначим через $\tilde{Z}(t)$ ее решение с начальным условием $\tilde{Z}(0) = Y(0) - X(0)$. Тогда, как известно, данным решением определяется характеристический ляпуновский показатель по формуле [4]:

$$\Lambda_{\tilde{Z}(t)} = \limsup_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \ln \|\tilde{Z}(T)\|, \quad (5)$$

где $\|\tilde{Z}(T)\|$ означает обычную норму в $\mathbb{R}^N$ вектора $\tilde{Z}(T)$.

Имеется N (по размерности фазового пространства) линейно независимых решений векторного уравнения (4) $Z_i(t)$ (фундаментальная система решений), которым отвечает N ляпуновских показателей (Спектр ляпуновских показателей), нумеруемых в порядке убывания: $\Lambda_1 \geq \Lambda_2 \geq \dots \geq \Lambda_N$. Наибольшее из этих чисел, Λ_1 , называют [4] старшим ляпуновским показателем.

Таким образом, для каждой траектории $X(t)$ системы (3), уравнение в вариациях (4) даст определенный спектр ляпуновских показателей. Присутствие в этом спектре показателя Λ означает, что существует такое возмущение исходной траектории, которое эволюционирует во времени, грубо говоря, как $\exp(\Lambda t)$ (пока амплитуда мала и оправдано использование линейного приближения). Следовательно, наличие в спектре хотя бы одного положительного ляпуновского показателя означает неустойчивость рассматриваемой фазовой траектории, которое и постулируется как наличие хаоса в динамической системе.

Рассматривая динамику диссипативной системы в установившемся режиме, т.е. динамику на аттракторе, если аттрактор представляет собой состояние равновесия или предельный цикл, то он состоит из одной траектории, и соответствующий спектр ляпуновских показателей естественным образом выступает как атрибут этого аттрактора. Однако аттрактор может иметь более сложную природу и включать множество траекторий, как, например, тор или странный аттрактор. В этом случае возникает вопрос, можно ли говорить о ляпуновских показателях аттрактора, поскольку разные траектории на нем могут иметь разные ляпуновские показатели. Один из подходов состоит в выборе произвольной траектории на аттракторе и ее спектр ляпуновских показателей постулируется как спектр аттрактора в целом. Математическую основу для этого утверждения дает так эргодическая теорема В.И. Оселедца [4].

Численное построение аттрактора

Для определения фазовых траекторий (в частности, ее аттракторов) системы (2) воспользуемся следующим вариантом метода Эйлера с переменным шагом:

$$\begin{cases} x_{n+1} = x_n + \varepsilon_n \cdot f_n, y_{n+1} = y_n + \varepsilon_n \cdot g_n, \\ x_{n+1} = X_n + \varepsilon_n \cdot F_n, Y_{n+1} = Y_n + \varepsilon_n \cdot G_n \\ \varepsilon_n = \varepsilon / \sqrt{f_n^2 + g_n^2 + F_n^2 + G_n^2}, (n = 0, 1, 2, \dots) \\ f_n = F_1(x_n) - y_n, g_n = x_n - X_n, G_n = X_n - \sqrt{Y_n}, \\ F_n = F_2(X_n) - (1 + \chi) \cdot Y_n + y_n. \end{cases} \quad (6)$$

Задавшись начальной фазовой точкой (x_0, y_0, X_0, Y_0) рекуррентно по формулам (6) строится ломаная Эйлера, каждое звено которой имеет длину ε . Обоснование сходимости и устойчивости численного метода (6) в более общем случае (с наличием запаздывающего аргумента) приведено в [8]. Фазовое пространство $\{x, y, X, Y\}$ рассматриваемой системы четырехмерно, поэтому для анализа ее аттрактора будем рассматривать его сечения, например, на трехмерное подпространство $\{Y = 0\}$ (рис. 3).

Из рис. 3 видно, что в рассматриваемой системе возможны три вида аттракторов: предельный цикл (а-б-д-е), тор (в), странный аттрактор (г).

Заключение

Для динамической системы, являющейся математической моделью движений в двухступенчатой компрессорной машине с управляемыми объемами, расположенными на выходе каждой ее ступени

(рис. 1), определены аттракторы и исследован их характер при варьировании акустических параметров нагнетателя.

Полученные аттракторы свидетельствуют о существенном отличии помпажа двухступенчатого нагнетателя в сравнении с одноступенчатым. В частности, наличия режима стохастических автоколебаний, которому соответствует странный аттрактор, присущий лишь динамическим системам с фазовым пространством размерности более чем два, что невозможно для одноступенчатого компрессора.

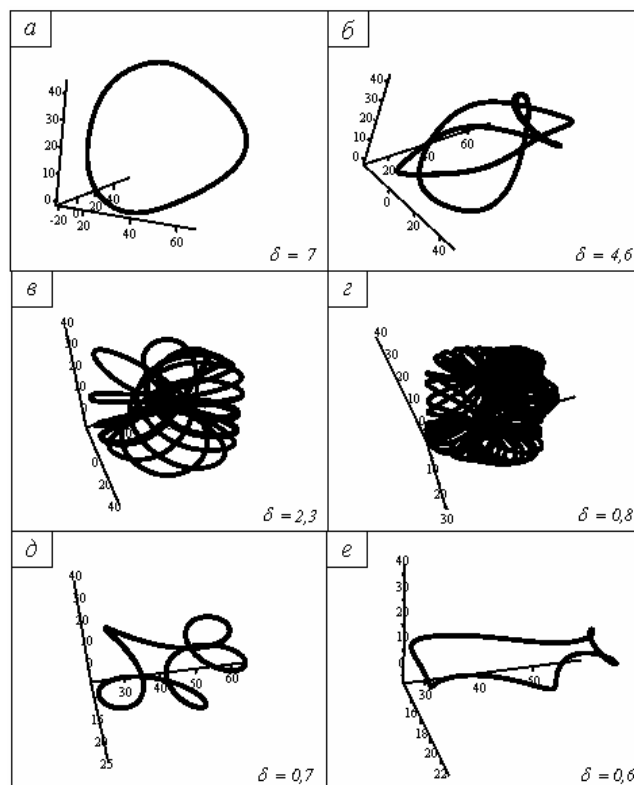


Рис. 3. Сечение аттрактора при $\alpha = 2$, $\beta = 7$, $\gamma = 2$, $\chi = 1$ и варьировании параметра δ

Литература

1. Казакевич В.В. Автоколебания (помпаж) в компрессорах / В.В. Казакевич. – М.: Машиностроение, 1974. – 264 с.
2. Ронжин О.В. К теории помпажа в двухступенчатом компрессоре / О.В. Ронжин // Труды ЛК ВВИА им. Можайского. – 1958. – Вып. 204. – С. 25-52.
3. К проблеме нейтрализации помпажа двухступенчатого лопатного нагнетателя / В.В. Гоцуленко, В.Н. Гоцуленко, О.В. Дубина и др. // Системные технологии. – 2007. – № 3'(50). – С. 109-120.
4. Кузнецов С.П. Динамический хаос / С.П. Кузнецов. – М.: Физматлит, 2001. – 295 с.

5. Рихтмайер Р. Принципы современной математической физики / Р. Рихтмайер. – Т. 2. – М.: Мир, 1984. – 375 с.
6. Заславский Г.М. Введение в нелинейную физику: от маятника до турбулентности и хаоса / Г.М. Заславский, Р.З. Сагдеев. – М.: Наука, 1988. – 368 с.
7. Табор М. Хаос и интегрируемость в нелинейной динамике / М. Табор. – М.: Мир, 1988. – 306 с.
8. Гоцуленко В.В. Об одном численном методе интегрирования систем обыкновенных дифференциальных уравнений с запаздывающим аргументом / В.В. Гоцуленко // Математическое моделирование. – 2004. – № 2 (12). – С. 5-7.

Поступила в редакцию: 16.10.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проректор по научной работе А.В. Садовой, Днепродзержинский государственный технический университет, Днепродзержинск.

ВИЗНАЧЕННЯ АТТРАКТОРІВ ДИНАМІЧНОЇ СИСТЕМИ З ДВОХСТУПЕНЕВИМ ЛОПАТЕВИМ НАГНІТАЧЕМ

В.В. Гоцуленко, В.В. Піцик

Визначені аттрактори та встановлені закономірності їх зміни при варіюванні акустичних параметрів нелінійної системи диференціальних рівнянь, що описує нестационарні рухи (помпаж) в пневмосистемі, яка включає двохступеневий лопатевий нагнітач з керованими об'ємами, розташованими на виході з кожної ступені лопатевого нагнітача. Це дозволило теоретичним шляхом, за допомогою характеристичних ляпуновських показників аттрактора, встановити наявність режиму стохастичних автоколивань (що відповідає дивному аттрактору), який раніше спостерігався на практиці.

Ключові слова: помпаж, аттрактор, характеристичний показник Ляпунова, автоколивання, акустичні параметри, нестійкість.

DEFINITION ATTRACTORS OF DYNAMIC SYSTEM WITH TWO-LEVEL ROTARY COMPRESSOR

V.V. Gotsulenko, V.V. Pizik

Are determined attractors and laws of their change at a variation of acoustic parameters of system of the equations describing non-stationary movements (surge) in a pneumatic system, including two-level rotary compressor with the controlled volumes located on an output of each step of a supercharger. It has allowed to establish in the theoretical way presence of a mode of stochastic self-oscillations (corresponding strange attractor) which were earlier observed in practice.

Key words: surge, attractor, Lyapunov's characteristic parameter, self-oscillations, acoustic parameters, instability.

Гоцуленко Владимир Владимирович – канд. техн. наук, старший преподаватель кафедры компьютерных и информационных технологий института предпринимательства “Стратегия”, Желтые Воды, Украина, e-mail: gosul@ukr.net.

Піцик Виктория Викторовна – аспирант кафедры промышленной теплоэнергетики Днепродзержинского государственного технического университета, Днепродзержинск, Украина.

УДК 621.391

А.В. ПОПОВ, Р.В. КОЛЕСНИК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ОБЪЕКТОВ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ПО ДАННЫМ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ПОЛЯРИМЕТРА

Измерение параметров движения радиолокационного объекта традиционно основано на оценке параметров спектра отраженного им сигнала. Предлагается поляриметрический метод оценки траектории движения объекта на основе анализа инвариантных поляризационных характеристик объекта, получаемых путем когерентной декомпозиции его поляризационной матрицы рассеяния. Представлены результаты моделирования и экспериментальных исследований в безэховой камере и в натурных условиях поляризационных характеристик объектов со сложной траекторией движения. Показано, что предложенный метод обеспечивает определение характера движения объекта и оценку параметров его траектории.

Ключевые слова: радиолокационный объект, поляризационная модуляция, инварианты поляризационной матрицы рассеяния, декомпозиция.

Введение

Современные методы аэрокосмического дистанционного зондирования (ДЗ) позволяют решать широкий круг актуальных задач [1], таких как картографирование поверхности Земли, экологический мониторинг, обеспечение поисково-спасательных работ и др. Радиотехнические системы ДЗ обеспечивают измерение характеристик объектов по параметрам отраженного сигнала, что позволяет применить методы ДЗ для решения задач технической диагностики объектов. Дистанционное измерение параметров вибрации, качки или движения объекта в направлении средства ДЗ основано, как известно, на наличии доплеровских составляющих в спектре отраженного объектом сигнала, однако к аналогичным эффектам приводит вращение объекта, его качка и вибрации в плоскости волнового фронта.

Для однозначного дистанционного определения характера и параметров движения объекта необходимо использование многоканальных средств ДЗ, обеспечивающих получение дополнительной информации об объектах радиолокационного наблюдения [2].

Известно [1, 3], что любой отражающий объект можно представить в виде набора элементарных отражателей, перемещения которых приводят к амплитудной, фазовой, частотной и поляризационной модуляции отраженного сигнала. Получение полной информации об объектах ДЗ возможно за счет измерения полной поляризационной матрицы рассеяния (ПМР) объектов [3]. Одним из путей измерения полной ПМР является применение поляризационно модулированных сигналов (ПМС) [4], что позволяет при последующей обработке сигналов

выделить информативные характеристики радиолокационных объектов [5]. Как правило, отраженные ПМС обладают сложной спектральной структурой [6], а совместная оценка всех модулирующих функций таких сигналов является сложной задачей [7]. Кроме того, поляризационные характеристики отраженного сигнала зависят от геометрических и электрофизических свойств объектов [5].

Постановка задачи исследований

Недостатком традиционного описания поляризационных характеристик объектов ДЗ с помощью ПМР является зависимость ее элементов как от поляризации антенн средства ДЗ, так и от ориентации объекта относительно него. Используемые в настоящее время различные инвариантные преобразования ПМР [3] порождают громоздкие математические конструкции, усложняющие процессы обработки данных ДЗ и интерпретацию поляриметрической информации.

В работе [8] на основе математического аппарата двойной комплексной плоскости проведена когерентная декомпозиция ПМР и введена инвариантная характеристика поляризационных свойств объекта ДЗ, названная оператором рассеяния, параметры которого теоретически позволяют разделить процессы, вызывающие амплитудную, фазовую (частотную) и поляризационную модуляцию отраженного объектом сигнала.

Целью данной работы является экспериментальное исследование метода оценки параметров движения объектов на основе операторной декомпозиции поляризационных характеристик сигналов, отраженных объектами ДЗ.

1. Математическая модель поляриметрического сигнала

Для описания электромагнитной волны (ЭМВ) традиционно используется ее представление в виде вектора-столбца ортогонально поляризованных компонент [4]:

$$\vec{E}(t) = \begin{bmatrix} \dot{E}_X \\ \dot{E}_Y \end{bmatrix} \cdot e^{j\omega t}, \quad (1)$$

где ω – несущая частота сигнала;

$\dot{E}_X$, $\dot{E}_Y$ – комплексные амплитуды проекций на оси выбранной системы координат (x, y).

Представление (1) соответствует разложению эллиптически поляризованной ЭМВ на ее проекции:

$$\vec{E}(t) = (\vec{n}_X \cdot E_X \cdot e^{j\psi_X} + \vec{n}_Y \cdot E_Y \cdot e^{j\psi_Y}) \cdot e^{j\omega t}, \quad (2)$$

где $\vec{n}_X$, $\vec{n}_Y$ – единичные орты осей x и y ;

E_X , E_Y – амплитуды;

ψ_X , ψ_Y – фазы проекций вектора $\vec{E}$ на оси x и y соответственно (рис. 1).

Если в соответствие плоскости $\{xOy\}$ поставить комплексную плоскость, мнимая ось i которой совпадает с осью y , а действительная ось – с осью x , как показано на рис. 1, то из (2), временно опустив множитель $e^{j\omega t}$, получим форму записи эллиптически поляризованного поля на двойной комплексной плоскости: временной $(1, j)$ и пространственной $(1, i)$ [4, 8]:

$$\vec{E} = E \cdot (\cos \varphi - i \sin \varphi) \cdot (\cos \theta + i \sin \theta) \cdot e^{j\psi}, \quad (3)$$

где E – амплитуда сигнала;

φ – эллиптичность ЭМВ;

θ – ориентация ЭМВ;

ψ – фаза сигнала.

Применение к (3) формулы Эйлера [9] дает представление сигнала на двойной комплексной плоскости в виде

$$\vec{E}(t) = E \cdot e^{-ij\varphi} e^{i\theta} e^{j(\omega t + \psi - kz)}, \quad (4)$$

где множитель e^{-jkz} описывает распространение ЭМВ вдоль оси z , t [8].

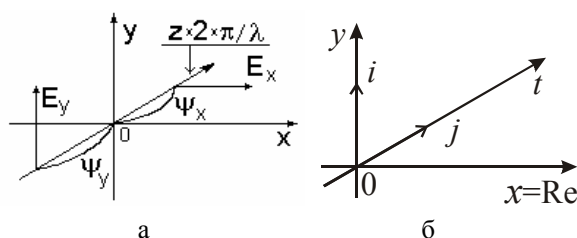


Рис. 1. Компоненты электромагнитной волны (а) и двойная комплексная плоскость (б)

Согласно (4), отраженный радиолокационный сигнал может быть представлен в виде:

$$\vec{E}_R(t) = E_R(t) \cdot e^{-ij\varphi(t)} \cdot e^{i\theta(t)} \cdot e^{j(\omega t + \psi(t))}, \quad (5)$$

где $E_R(t)$ – изменение амплитуды отраженного сигнала (амплитудная модуляция);

$\varphi(t)$ – изменение эллиптичности ЭМВ, обусловленное взаимным перемещением элементарных отражателей объекта;

$\theta(t)$ – изменение угла ориентации вектора поляризации;

$\psi(t)$ – фазовая модуляция сигнала, вызванная перемещением объекта вдоль линии визирования.

2. Поляризационная декомпозиция объекта дистанционного зондирования

Известно, что отраженный от радиолокационного объекта сигнал $\vec{E}_R$ вида (1) связан с излученным сигналом $\vec{E}_S$ комплексной поляризационной матрицей рассеяния (ПМР) $\dot{S}$ размером 2×2 как

$$\vec{E}_R = \dot{S} \cdot \vec{E}_S. \quad (6)$$

ПМР $\dot{S}$ описывает отражающие свойства объекта на ортогональных поляризациях X, Y :

$$\dot{S} = \begin{bmatrix} \dot{S}_{XX} & \dot{S}_{XY} \\ \dot{S}_{YX} & \dot{S}_{YY} \end{bmatrix}, \quad (7)$$

а квадраты модулей ее элементов соответствуют эффективным поверхностям рассеяния объекта. Для моностатической радиолокации $\dot{S}_{XY} = \dot{S}_{YX}$ [3]. В матрице (7) содержится вся информация об отражающих свойствах объекта при заданной частоте зондирования и фиксированном ракурсе наблюдения, однако значения ее элементов зависят от выбора ортогональных поляризаций X, Y . На практике обычно используют вертикальную (V) и горизонтальную (H) поляризации [1, 3, 5].

Поляризационными инвариантами объекта ДЗ являются собственные числа λ_1 , λ_2 и собственные вектора $\vec{\zeta}_E$ матрицы (7) [3, 5], которые определяются характеристическим уравнением

$$\dot{S} \cdot \vec{\zeta}_E = \lambda \cdot \vec{\zeta}_E$$

и имеют вид [3]:

$$\lambda = \begin{bmatrix} \lambda_1 \cdot e^{j\psi_1} & 0 \\ 0 & \lambda_2 \cdot e^{j\psi_2} \end{bmatrix}, \quad (8)$$

$$\vec{\zeta}_E = \begin{bmatrix} \cos \theta_E & -\sin \theta_E \\ \sin \theta_E & \cos \theta_E \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos \varphi_E \\ j \cdot \sin \varphi_E \end{bmatrix}, \quad (9)$$

где φ_E и θ_E – поляризационные параметры так называемой [3, 5] собственной поляризации объекта,

образующие т.н. собственный поляризационный базис $\ddot{\zeta}_E = \zeta(\varphi_E, \theta_E)$ [3, 4]. Физически собственные поляризации (9), соответствующие собственным числам (8) матрицы (7), характеризуются отсутствием в отраженном сигнале компонент, поляризованных ортогонально облучающей волне. При этом собственные числа $\dot{\lambda}_1, \dot{\lambda}_2$ ПМР $\dot{S}$ являются комплексными коэффициентами отражения объекта при зондировании его сигналами собственных поляризаций $\ddot{\zeta}_{E1} = \zeta(\varphi_E, \theta_E)$ и $\ddot{\zeta}_{E2} = \zeta(-\varphi_E, \theta_E + \pi/2)$.

Описание поляризационных характеристик объекта ДЗ, адекватное представлению сигнала на двойной комплексной плоскости (5), было получено в работе [8] в виде оператора в терминах двойной комплексной плоскости, который описывает амплитудные, фазовые и поляризационные преобразования сигнала при его отражении от объекта как

$$\ddot{S}(\ddot{\lambda}, \ddot{\zeta}_E) = k \cdot e^{j\psi_T} \cdot \ddot{\Phi}(\varphi_T, \theta_E) \cdot \ddot{\Theta}(\theta_T), \quad (10)$$

где $\ddot{\Phi}(\varphi, \theta) = \left\{ \ddot{\Theta}[-(\theta + \pi/4)] \times e^{-ij\varphi} \right\} \cdot \ddot{\Theta}(\theta + \pi/4)$ – оператор изменения эллиптичности φ сигнала, ориентированного под углом θ в плоскости (x_0y) ;

$\ddot{\Theta}(\theta) = e^{i\theta}$ – оператор поворота системы координат на угол θ в плоскости (x_0y) ;

$\varphi_T, \theta_T, \psi_T$ – параметры эллиптичности, ориентации и фазы объекта, определяемые [8] по собственным числам (8) ПМР объекта $\ddot{\lambda} = [\dot{\lambda}_1, \dot{\lambda}_2]$;

$k = \sqrt{\dot{\lambda}_1^2 + \dot{\lambda}_2^2}$ – «размер» радиолокационного объекта;

θ_E – угол ориентации собственной поляризации объекта $\ddot{\zeta}_E = \zeta(\varphi_E, \theta_E)$.

Для определения компонент волны, отраженной объектом ДЗ в базисе антенны, например, традиционном $\{H, V\}$: $\ddot{\zeta}_H = \zeta(0, 0)$, $\ddot{\zeta}_V = \zeta(0, \pi/2)$, необходимо записать зондирующий сигнал $\ddot{E}_S$ в виде (4), представить $\ddot{E}_S$ в базисе объекта $\ddot{\zeta}_E$ согласно (9), выполнить его операторное умножение на (10) и результат, полученный в собственном базисе объекта $\ddot{\zeta}_E$, представить согласно (9) в исходном поляризационном базисе:

$$\ddot{E}_R|_{HV} = \left[\ddot{S}(\ddot{\lambda}, \ddot{\zeta}_E) \times \ddot{E}_S|_{\ddot{\zeta}_E} \right] \cdot e^{-ij\varphi_E} \cdot e^{\theta_E}. \quad (11)$$

Особенностью операторного представления поляризационных характеристик объектов является его инвариантность относительно применяемых сигналов, и его параметры являются собственными инвариантными характеристиками объекта ДЗ. Опе-

ратор (10) позволяет отдельно описать преобразования амплитуды, фазы и поляризации сигналов при их отражении объектом ДЗ. Оценка параметров оператора (10) по данным поляриметрических измерений позволяет определить параметры движения объекта – изменение его ориентации в плоскости волнового фронта (вращение относительно оси z) $\theta(t)$, взаимное перемещение элементарных отражателей объекта (изменение ракурса, вращение относительно оси симметрии) $\varphi(t)$, перемещение объекта вдоль линии визирования $\psi(t)$.

3. Математическая модель объекта экспериментальных исследований

Возможность оценки параметров движения объекта ДЗ исследовалась в лабораторных условиях для частного случая – изменения ориентации объекта в плоскости волнового фронта. Объектом дистанционного зондирования в поляризационном базисе $\{H, V\}$ являлся металлический диполь, ориентированный в плоскости (H, V) под углом θ относительно оси $\overline{OH}$. Нормированная ПМР такого объекта хорошо известна [3]:

$$\dot{S}|_{HV} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin \theta \cdot \cos \theta \\ \sin \theta \cdot \cos \theta & \sin^2 \theta \end{bmatrix}. \quad (12)$$

По соотношениям, приведенным в [8], найдем параметры оператора рассеяния $\ddot{S}$ для данного объекта:

- собственные числа ПМР $\dot{\lambda}_1 = 1, \dot{\lambda}_2 = 0$;
- собственный вектор для $\dot{\lambda}_1$ имеет вид $\ddot{\zeta}_E^T = [\cos \theta \quad \sin \theta] \Rightarrow \ddot{\zeta}_E = e^{i\theta}$;
- собственная эллиптичность $\varphi_T = 0$;
- собственная ориентация $\theta_T = 0$;
- собственная фаза $\psi_T = 0$.

Подстановка указанных параметров в (10) дает значение оператора объекта:

$$\ddot{S} = e^{i\theta}. \quad (13)$$

При вращении объекта в плоскости волнового фронта с постоянной угловой скоростью $\Delta\theta$ отраженный сигнал согласно (11) будет иметь вид:

$$\ddot{E}_R(t) = E \cdot e^{i(\theta_0 + \Delta\theta t)} \cdot e^{j\omega t}, \quad (14)$$

где θ_0 – начальная ориентация объекта.

Подстановка (14) в (11) позволяет определить вид сигналов, регистрируемых в ортогональных каналах поляриметра при измерении ПМР объекта в базисе $\{H, V\}$. При зондировании сигналом горизонтальной поляризации принимаемый сигнал в каналах H, V будет иметь вид

$$\dot{E}_H(t) = E \cdot \cos^2(\Delta\theta \cdot t + \theta_0) \cdot e^{j\omega t}, \quad (15)$$

$$\dot{E}_V(t) = E \cdot \sin(\Delta\theta \cdot t + \theta_0) \cdot \cos(\Delta\theta \cdot t + \theta_0) \cdot e^{j\omega t},$$

а при зондировании сигналом вертикальной поляризации –

$$\dot{E}_H = E \cdot \sin(\Delta\theta \cdot t + \theta_0) \cdot \cos(\Delta\theta \cdot t + \theta_0) \cdot e^{j\omega t},$$

$$\dot{E}_V = E \cdot \sin^2(\Delta\theta \cdot t + \theta_0) \cdot e^{j\omega t}, \quad (16)$$

где E – полная амплитуда сигнала.

Необходимо обратить внимание на тот факт, что изменение ориентации объекта помимо модуляции угла ориентации θ ЭМВ приводит к дополнительной модуляции амплитуды рассеянного сигнала. Таким образом, в приемных каналах будет наблюдаться сложный вид модуляции ЭМВ, в которой присутствует поляризационная модуляция угла ориентации по линейному закону и амплитудная модуляция рассеянной волны.

4. Результаты экспериментальных исследований в лабораторных условиях

Для экспериментальной проверки возможности оценки параметров движения объектов радиолокационного наблюдения использовался экспериментальный когерентный доплеровский поляриметр 3-х см диапазона [6], обеспечивающий поочередное излучение сигналов вертикальной и горизонтальной поляризации и одновременный двухканальный прием отраженного сигнала антеннами вертикальной и горизонтальной поляризации (рис. 2). Двойное преобразование частоты обеспечивает получение стабильной второй промежуточной частоты 8,1 кГц. Цифровое измерение сигнала с частотой дискретизации 44 кГц дает возможность полного восстановления отраженного сигнала в виде (5).

В качестве объекта радиолокационного наблюдения, изменяющего свою ориентацию в пространстве, использовался металлический штырь длиной 20 мм, закрепленный на оси электродвигателя, как показано на рис. 3. Объект исследований размещался в безэховой камере для снижения влияния фоновых отражений. Частота вращения вала двигателя управлялась электронной системой стабилизации. Структура измерительного стенда и схема эксперимента представлены на рис. 4.

В качестве примера на рис. 5 представлен спектр сигнала, принимаемого в V канале при вертикальной поляризации зондирования, рассчитанный согласно (16), а на рис. 6 – спектр измеренного сигнала, отраженного вращающимся металлическим штырем. Очевидно, что в реальном спектре помимо информационных составляющих присутствуют помеховые компоненты с частотами, кратными 50 Гц, а также шумы приемного устройства.



Рис. 2. Антенный блок поляриметра

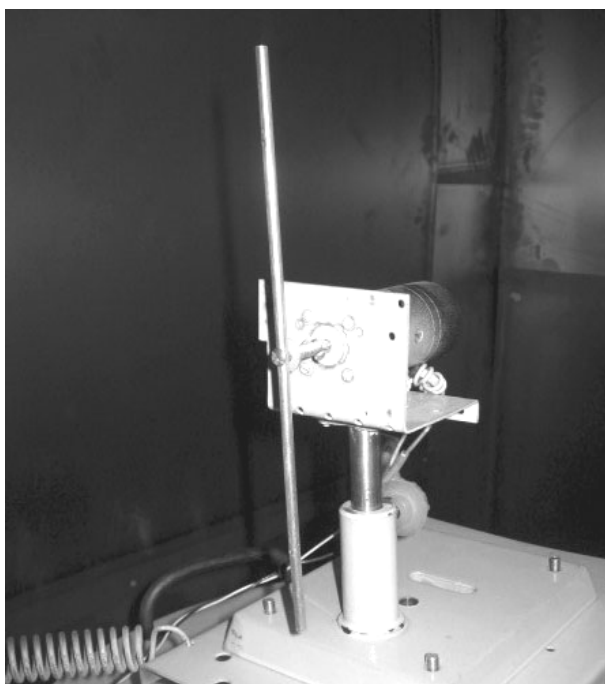


Рис. 3. Объект исследований

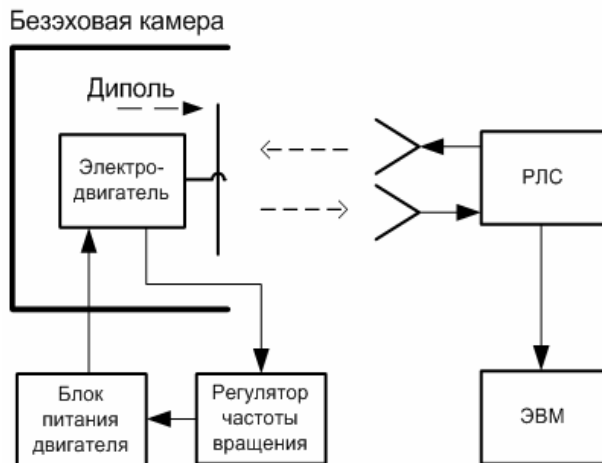


Рис. 4. Структура измерительного стенда

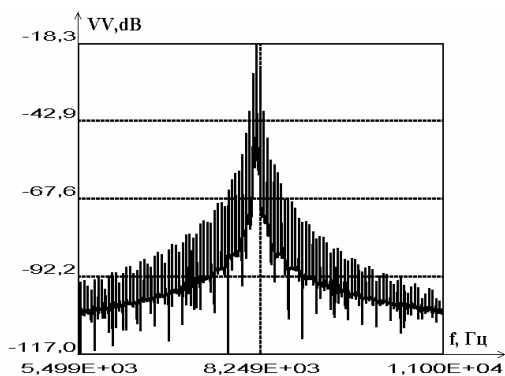


Рис. 5. Расчетный спектр сигнала

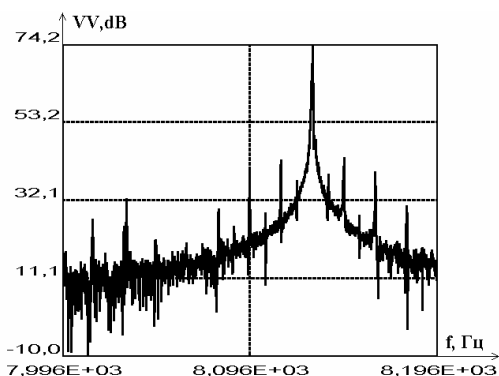


Рис. 6. Экспериментально измеренный спектр сигнала

При обработке данных эксперимента определение амплитуд и фаз отраженных сигналов для их представления в виде (2) выполнялось путем цифрового синхронного амплитудного и фазового детектирования [1]. Рассчитанные согласно (15), (16) и восстановленные по экспериментальным данным амплитуды сигналов в Н и V каналах представлены на рис. 7 – 10. Спектральный анализ этих данных позволил достаточно точно определить модулирующую частоту ($\approx 16,5$ Гц), что соответствует данным системы стабилизации частоты вращения двигателя.

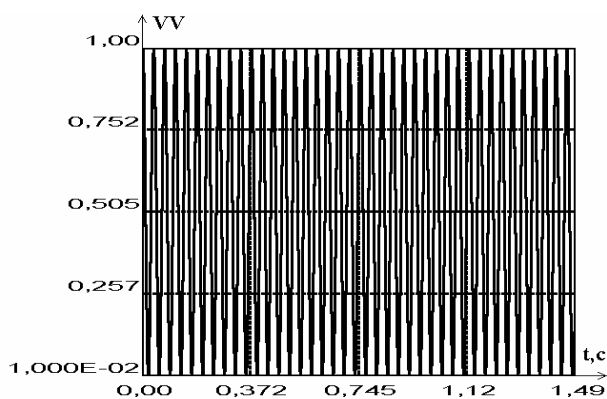


Рис. 7. Расчетная нормированная амплитуда сигнала (V–излучение, V–прием)

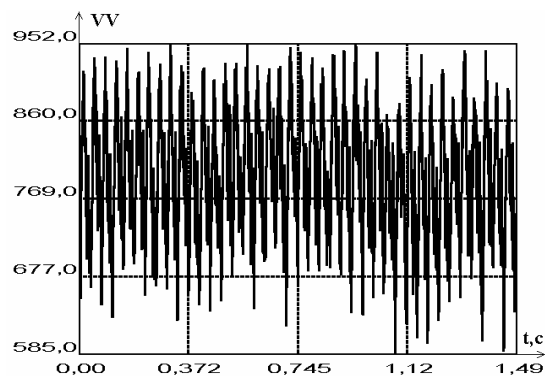


Рис. 8. Измеренная амплитуда сигнала (VV)

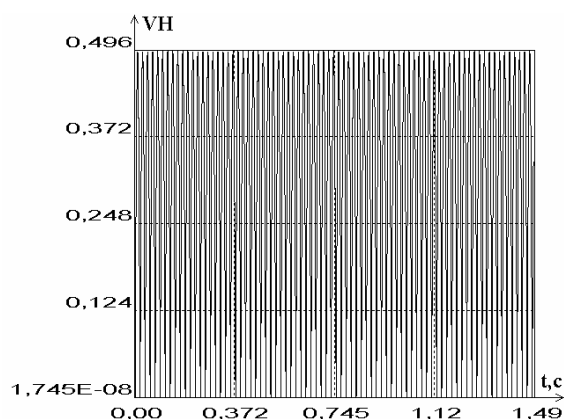


Рис. 9. Расчетная нормированная амплитуда сигнала (V–излучение, H–прием)

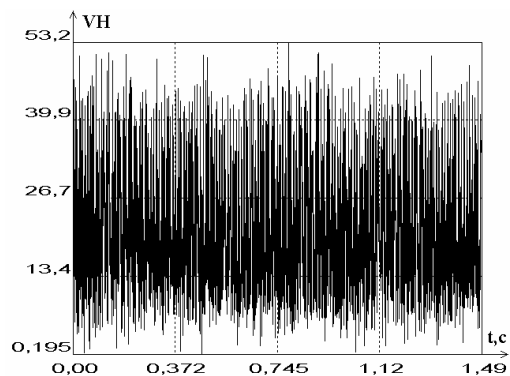


Рис. 10. Измеренная амплитуда сигнала (VH)

Для каждого отсчета амплитуды и фазы сигнала определялась ПМР вида (7), для отсчетов которой вычислялись стандартными процедурами собственные числа (8) и собственные вектора (9), определяющие собственные поляризации объекта радиолокационного наблюдения [8]. Поскольку собственные поляризации $\ddot{\zeta}_E = \zeta(\phi_E, \theta_E)$ характеризуются отсутствием в отраженном сигнале компонент, поляризованных ортогонально облучающей волне [3], оценка ориентации собственной поляризации объекта θ_E будет являться искомой оценкой ориентации объекта.

На рис. 11 представлена оценка изменения ориентации вращающегося объекта (рис. 3) во времени $\hat{\theta}(t)$, полученная в результате обработки экспериментальных данных. Анализ рис. 11 показывает, что скорость изменения угла θ соответствует скорости вращения металлического штыря, вид зависимости $\hat{\theta}(t)$ соответствует модели вращения с постоянной угловой скоростью $\theta(t) = \Delta\theta \cdot t$. Зашумленность зависимости $\hat{\theta}(t)$ (см. врезку на рис. 11) объясняется наличием помех и шумов в сигнале, а ее нелинейность – нестабильностью частоты вращения объекта.

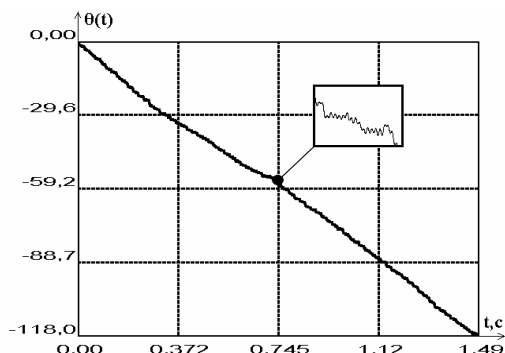


Рис. 11. Оценка ориентации вращающегося объекта по экспериментальным данным

В процессе обработки данных оценивались все параметры оператора рассеяния (10). В качестве примера на рис. 12 приведены результаты оценки собственной эллиптичности объекта Φ_T , теоретически равной нулю. Анализ результатов показывает, что погрешность оценки данного параметра не превышает 4° или 5% (с учетом возможного диапазона значений угла эллиптичности $\pm 45^\circ$). Основной вклад в погрешность оценки параметров движения объекта вносят шумы измерительной системы и помехи по сети питания (с частотами, кратными частоте 50 Гц).

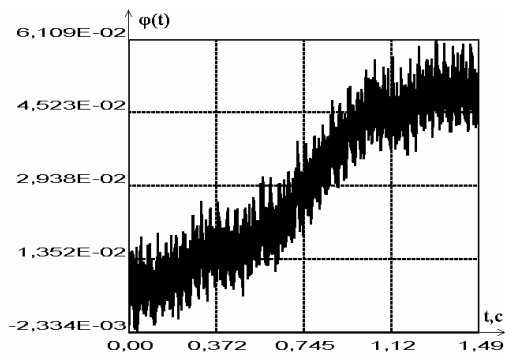


Рис. 12. Оценка эллиптичности вращающегося объекта по экспериментальным данным

5. Результаты экспериментальных исследований в натуральных условиях

Для исследования возможности определения характера движения реальных стационарных технических объектов методами радиолокационной поляриметрии проводились натурные эксперименты по измерению сигналов, отраженных мачтой телецентра (г. Харьков). Исследования производились с помощью автоматизированного радиолокационного поляриметра 3-х см диапазона [5], обеспечивающего измерение полной поляризационной матрицы рассеяния объекта (7) в ортогонально линейном (H, V) поляризационном базисе (рис. 13). Поляриметр размещался на крыше здания на высоте 20 м, дальность до измеряемого объекта составляла 3990 м. Наведение антенн осуществлялось на вершину мачты с целью уменьшения влияния местных предметов. Соотношение сигнал/фон составляло в эксперименте не менее 30 дБ, соотношение сигнал/шум – более 50 дБ (по мощности).



Рис. 13. Радиолокационный поляриметр

Анализ экспериментальных данных показал, что мачту телецентра в первом приближении можно считать вертикально ориентированным цилиндром:

- среднее отношения S_{HV}/S_{VV} находится в пределах $-7...-8$ дБ;
- среднее отношения S_{VV}/S_{HH} – $3...4$ дБ.

Однако необходимо отметить, что элементы ПМР данного объекта подвержены флуктуациям, дисперсия которых существенно зависит от метеорологических условий, в частности – от силы ветра. При скорости ветра ориентировочно 5 м/с флуктуации S_{VV} составляют $4...5$ дБ, S_{HH} – $5...7$ дБ, а флуктуации S_{HV} достигают 20 дБ. На рис. 14 приведен фрагмент (8192 отсчета) флуктуаций элементов ПМР (S_{HH} , S_{HV} и S_{VV}) за время наблюдения 41 с (частота измерений – 200 Гц).

Анализ данных, приведенных на рис. 14, показывает, что флуктуации отраженного объектом сиг-

нала носят квазипериодический характер. Корреляционный анализ данных показал, что сигнал содержит несколько периодических компонент с основным периодом порядка 12 с. Такая периодичность отраженного объектом сигнала может быть объяснена его качкой под воздействием ветра.

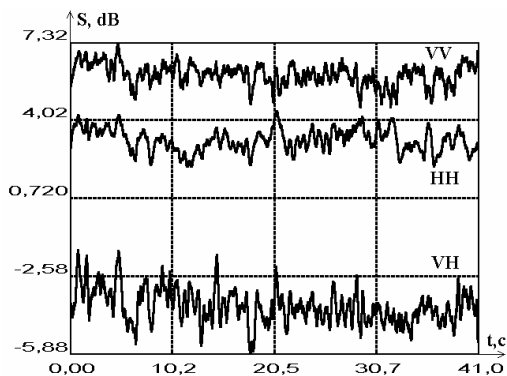


Рис. 14. Фрагмент реализации измеренной ПМР

Проведенный поляризметрический анализ экспериментальных данных для модели объекта вида (10) показал, что все собственные поляризационные инварианты объекта имеют периодический характер. Собственная ориентация θ_T объекта периодически изменяется в пределах $-3^\circ \dots +1^\circ$ (погрешность оценки – менее 1°). Изменения собственной эллиптичности объекта φ_T не синфазны с изменением его ориентации θ_T . На рис. 15 приведен фрагмент (10 с) поляризационной траектории объекта – зависимости эллиптичности φ_T , вносимой объектом в сигнал, от его ориентации θ_T (за 0 ориентации принята вертикаль), свидетельствующий о наличии нескольких типов колебаний объекта. На рис. 15 представлен неполный период колебаний, отчетливо наблюдается начало колебания, возврат объекта из наклоненного на 2° положения в вертикальное, колебания вокруг вертикали, повторный наклон до -3° и т.д. Анализ зависимости смещения фазового центра объекта ψ_T от угла ориентации θ_T (рис. 16), построенной синхронно с рис. 15, показывает, что колебания объекта происходят не в плоскости волнового фронта, а несинфазность колебаний φ_T и ψ_T свидетельствует о наличии эллиптической прецессии. Следует отметить, что в экспериментальных данных, полученных при отсутствии ветра, подобных процессов практически не наблюдается.

Таким образом, поляризационная декомпозиция (10) ПМР объекта (7) позволяет выделить ряд инвариантов объекта, флуктуации которых взаимосвязаны с изменениями ориентации объекта в про-

странстве, что дает возможность оценки параметров траектории движения объекта по данным поляризметрического дистанционного зондирования.

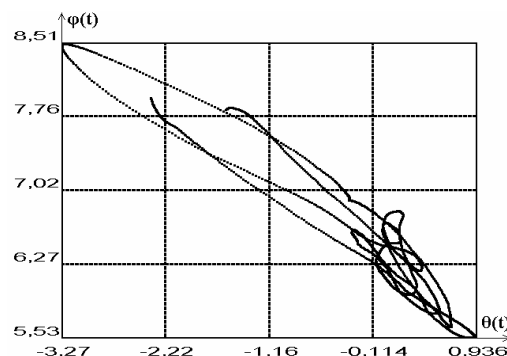


Рис. 15. Поляризационная траектория

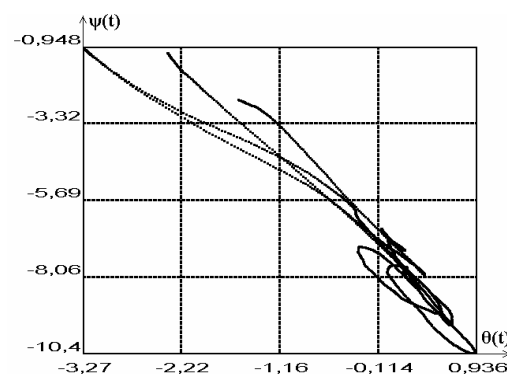


Рис. 16. Зависимость изменения положения фазового центра объекта от его ориентации

Заключение

Методы дистанционного зондирования могут быть применены для решения задач дистанционной технической диагностики объектов. Вращение, колебания и вибрации элементов конструкции технических объектов приводят к амплитудной, фазовой, частотной и поляризационной модуляции отраженного сигнала.

Использование поляризационно многоканальных средств ДЗ обеспечивает получение полной радиолокационной информации об объектах, а анализ их инвариантных поляризационных характеристик позволяет оценить вид траектории движения и ее параметры.

Экспериментальная проверка предложенного в [8] метода обработки данных показала хорошее соответствие полученных результатов теоретическим моделям и подтвердила возможность дистанционного определения типа и траектории движения объекта дистанционного зондирования.

Одним из направлений дальнейших исследований должны стать экспериментальные исследования подвижных объектов сложной формы.

Литература

1. Радиолокационные методы и средства оперативного дистанционного зондирования Земли с аэрокосмических носителей / под ред. С.Н. Конюхова, В.И. Драновского, В.Н. Цимбала. – К.: НАНУ, 2007. – 440 с.
2. Колесник Р.В. Применение поляризационно-доплеровских сигналов для технической диагностики объектов авиационной техники / Р.В. Колесник, А.В. Попов, С.А. Ребров // Радиотехнические и компьютерные системы. – 2007. – № 7 (22). – С. 14-18.
3. Козлов А.И. Поляризация радиоволн. Кн. 2. Радиолокационная поляриметрия / А.И. Козлов, А.И. Логвин, В.А. Сарычев. – М.: Радиотехника, 2007. – 640 с.
4. Гусев К.Г. Поляризационная модуляция / К.Г. Гусев, А.Д. Филатов, А.П. Сополев. – М.: Сов. радио, 1974. – 288 с.
5. Бабаков М.Ф. Применение поляризационно-модулированных сигналов для селекции и распознавания радиолокационных объектов / М.Ф. Бабаков, А.В. Попов // Зарубежная радиоэлектроника. Успехи современной радиоэлектроники. – 1999. – №11. – С. 42-45.
6. Попов А.В. Экспериментальная проверка корреляционно-спектрального метода оценки параметров движения объектов радиолокационного наблюдения / А.В. Попов, Р.В. Колесник, Е.И. Скрыпник // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – №3 (60). – С. 76-82.
7. Волосюк В.К. Статистическая теория радиотехнических систем дистанционного зондирования и радиолокации / В.К. Волосюк, В.Ф. Кравченко; под ред. В.Ф. Кравченко. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2008. – 704 с.
8. Попов А.В. Операторное описание поляризационных характеристик объектов активного дистанционного зондирования / А.В. Попов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2009. – №5 (62). – С. 94-102.
9. Корн Г. Справочник по математике (для научных работников и инженеров): пер. с англ. / Г. Корн, Т. Корн. – М.: Наука, 1973. – 832 с.

Поступила в редакцию 26.11.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры производства радиотехнических систем Г.Я. Красовский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ОЦІНКА ПАРАМЕТРІВ РУХУ ОБ'ЄКТІВ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗА ДАНИМИ РАДІОЛОКАЦІЙНОГО ПОЛЯРИМЕТРА

А.В. Попов, Р.В. Колесник

Вимір параметрів руху радіолокаційного об'єкта традиційно ґрунтується на оцінці параметрів спектра відбитого їм сигналу. Пропонується поляриметричний метод оцінки траєкторії руху об'єкта на основі аналізу інваріантних поляризаційних характеристик об'єкта, одержуваних шляхом когерентної декомпозиції його поляризаційної матриці розсіювання. Представлено результати моделювання та експериментальних досліджень у безвіддунній камері та у натурних умовах поляризаційних характеристик об'єктів зі складною траєкторією руху. Показано, що запропонований метод забезпечує визначення характеру руху об'єкта й оцінку параметрів його траєкторії.

Ключові слова: радіолокаційний об'єкт, поляризаційна модуляція, інваріанти поляризаційної матриці розсіювання, декомпозиція.

ESTIMATION OF REMOTE SENSING OBJECTS MOTION PARAMETERS USING RADAR POLARIMETER DATA

A.V. Popov, R.V. Kolesnik

Measuring a radar object motion parameters is traditionally based on estimating the spectrum parameters of the reflected signal. For estimating an object's motion trajectory it is suggested a polarimetric method based on analysis of invariant polarization characteristics, derived by coherent decomposition of the object's polarization scattering matrix. The results of modeling and experimental researches in an anechoic room and in full-scale conditions of polarization characteristics for objects with complicated motion trajectory are presented. It is shown that the suggested method allows to define an object's motion characteristics and estimate it's trajectory parameters.

Key words: radar object, polarization modulation, backscattering matrix invariants, decomposition.

Попов Анатолій Владиславович – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедри производства радиотехнических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, E-mail: a.v.popov@inbox.ru.

Колесник Роман Викторович – старший преподаватель кафедры производства радиотехнических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

УДК 658.52

Е.С. ЯШИНА, Л.Н. ЛУТАЙ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПОЗИТИВНОГО ОПЫТА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ДЛЯ ПЛАНИРОВАНИЯ НОВЫХ ПРОЕКТОВ СОЗДАНИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Рассматривается задача разработки методов и моделей планирования проектов по созданию образцов авиационной техники с использованием прецедентного подхода. Схема метода планирования нового авиационного проекта на основании использования накопленного опыта является многоэтапной. В статье предлагается осуществить поиск предварительного множества прецедентов, то есть уже реализованных проектов по созданию образцов авиационной техники. Для нахождения множества релевантных проектов в статье предложено использование метода иерархической агломеративной кластеризации.

Ключевые слова: множество прецедентов, иерархическая агломеративная кластеризация, научно-технический проект, прецедентный подход, авиационная техника, метрика подобия, метод планирования.

Введение

В данной работе рассматриваются сложные научно-технические проекты по созданию новых образцов авиационной техники. Для планирования новых проектов предлагается использовать прецедентный подход. Это даёт возможность использовать позитивный опыт прошлых разработок для решения новых задач [1, 2].

Как известно, эффективность поиска прецедентов для рассматриваемого случая во многом зависит от знаний о предметной области и конечной цели решения проблемы [3].

Предлагается осуществить выбор метода, на котором будет основываться нахождение меры сходства прецедентов на начальном этапе создания системы. Наиболее популярным и часто используемым является метод "ближайшего соседа" (nearest neighbour), а чаще всего применяется его модификация (K-nearest neighbours) [3 – 7]. Существуют также множество подходов к использованию методов добычи данных в системах вывода по прецедентам, которые сосредоточены на выборе релевантных прецедентов. В таких системах применяются различные методы добычи данных, среди них – деревья решений, байесовские сети, нейронные сети и т.д. [8]. Все они предлагают тот или иной способ измерения степени близости прецедента и рассматриваемого варианта проектного решения. Для процессов планирования приемлемо использовать прецедентный подход, применяя также эвристическую метрику подобия [9, 10].

В данной работе поиск наиболее подходящего прецедента только лишь с помощью выше перечис-

ленных методов не даёт корректного решения. Это связано с повышенной сложностью проектируемых изделий в рассматриваемых проектах. Такие проекты требуют наличия определённого множества релевантных прецедентов. Для поиска прецедентов предлагается ввести предварительный этап поиска множества проектов по созданию образцов аналогов авиационной техники на основании целевого назначения, эксплуатационных характеристик образцов авиатехники. Для осуществления предварительного этапа предлагается использовать классификационный метод.

Таким образом, задача разработки методов и моделей поиска релевантных проектов по созданию образцов авиационной техники для планирования нового проекта является актуальной.

1. Формулирование задачи исследования

В работе [2] была разработана укрупнённая схема метода планирования проекта по созданию новых образцов авиационной техники. Первый этап метода сводится к нахождению предварительного множества прецедентов – уже реализованных проектов по созданию образцов-аналогов авиационной техники. Поиск прецедентов осуществляется по целевому назначению и эксплуатационным характеристикам образцов авиационной техники, созданных на основании уже реализованных проектов.

С целью предварительного отбора множества прецедентов предлагается использовать кластер-анализ. Для данной задачи предложен конкретный метод иерархической восходящей классификации (агломеративной кластеризации). Агломеративная

кластеризация представляет собой метод, использующий разбиения. Преимущества метода заключаются в том, что агломеративный метод кластеризации позволяет заранее не определять количество классов, хорошо применим для классификации множеств не очень большого объема, и, на практике, обычно приводит к лучшим результатам, чем методы кластеризации, основанные на нисходящей классификации. Существенным преимуществом методов иерархической классификации является возможность наглядной интерпретации проведенного анализа [11 – 13].

2. Решение задачи исследования

Исходя из информации о значениях характеристик образцов авиатехники, уже созданных на основании реализованных проектов, и нового рассматриваемого проекта формируется таблица R_{ij} , в которой множество строк I представляет существующие образцы авиатехники (объекты), а множество столбцов J – значение их характеристик. Элементы таблицы R_{ij} образуют входные данные.

На первом этапе все объекты рассматриваются, как отдельные самостоятельные кластеры, состоящие всего лишь из одного элемента. Вычисляются расстояния между всеми возможными парами объектов, используя ту или иную метрику. В работе для получения матрицы расстояний между объектами предлагается использовать частный случай в виде семейства метрик Минковского, а именно евклидовое расстояние [14]. При этом признаки являются количественными, компоненты вектора наблюдений – однородны по своему физическому смыслу и все они одинаково важны с точки зрения решения вопросов об отнесении объекта к тому или иному классу [11, 14, 15]:

$$d(i, i') = \sqrt{\left(i^{(1)} - i'^{(1)}\right)^2 + \dots + \left(i^{(j)} - i'^{(j)}\right)^2}, \quad (1)$$

где $d(i, i')$ – попарно взаимное расстояние между объектами.

В процессе построения метода агломеративной иерархической кластеризации с использованием средней связи были использованы следующие обозначения:

$X(I)$ – иерархическая классификация (это множество непустых подмножеств множества I , частично упорядоченных отношением включения множеств);

$T(X(I))$ – множество терминальных классов иерархии $X(I)$;

$M(X_0), M(X_1), \dots, M(X_{|I|-1})$ – последователь-

ность вложенных разбиений;

$v(a)$ – индекс уровня класса a (показатель стратификации или диаметр класса);

$\delta^0(\{i\}, \{i'\}), \delta^1(\dots, \dots), \dots, \delta^{h-1}(\dots, \dots)$ – расстояния между классами;

h – шаг;

N – нетерминальный класс;

$Si(a)$ – множество классов, находящихся непосредственно под классом a , множество представляет собой разбиение множества a ;

$|I|$ – количество элементов множества I ;

$A(N) = i$ – приемник узла N ;

$B(N) = i'$ – второй приемник узла N ;

$P(N) = 2$ – число элементов узла N ;

s_h и s'_h – два класса из $M(X_{h-1})$, на которых реализуется минимальное значение расстояний δ^{h-1} на $M(X_{h-1})$.

2.1. Построение агломеративной иерархической кластеризации с использованием метода средней связи

Необходимо построить последовательность частичных иерархий $X_0, X_1, \dots, X_{|I|-1}$.

Начало. Рассматривается таблица расстояний $d(i, i')$, вычисленных по исходной таблице R_{ij} , при этом полагается, что:

$$X_0 = X_0(I) = T(X(I)) = \{\{i\}; i \in I\},$$

$$M(X_0) = X_0(I) = T(X(I)) = \{\{i\}; i \in I\},$$

$$v(\{i\}) = 0, (i \in I).$$

Принято, что расстояния между одноэлементными классами должны равняться расстояниям между элементами:

$$\delta^0(\{i\}, \{i'\}) = d(i, i'), (i, i' \in I). \quad (2)$$

Шаг $h=1$. Отыскивается минимальное значение δ на X_0 . Пусть это минимальное значение достигается на паре одноэлементных классов $\{i\}, \{i'\}$. Затем формируется первый узел с последовательным номером $|I|+1$, так что $N = |I|+1$ и $h=1$ полагаем:

$$a_1 = \{i, i'\}, Si(a_1) = \{i, i'\}, |a_1| = 2,$$

$$X_1 = X_1(I) = X_0 \cup a_1, \quad (3)$$

$$v(a_1) = \min\{\delta^0(i, i') : i \neq i', i, i' \in M(X_0)\} = v(N).$$

В заключение вычисляются расстояния между всеми классами нового разбиения, обозначенного

через $M(X_1)$. Поскольку оно получается из $M(X_0)$ объединением двух классов, то для пересчёта расстояний необходимо использование характеристики расстояния между двумя подмножествами элементов. Тогда можно вычислить расстояние между новым объединённым классом и другими классами:

$$\delta^1(a_1, t), (t \in M(X_1)).$$

В нашем случае характеристикой (критерием) расстояния между двумя подмножествами элементов является среднее расстояние между подмножествами (кластерами). А расстояние между новым классом и другими классами $\delta_{\text{ moy}}(a, b)$ (где a и b – два подмножества (класса) I) вычисляется по методу средней связи [1, 2]:

$$\delta_{\text{ moy}}(a, b) = \sum \{d(i, i'); i \in a, i' \in b\} / |a||b|. \quad (4)$$

Метод средней связи использует информацию обо всех расстояниях между парами кластеров [13, 15].

Расстояние между двумя классами определяется как среднее значение исходных расстояний между элементами, принадлежащими этим двум классам. Рекуррентная формула имеет следующий вид:

$$\delta_{\text{ moy}}^h(t, s_h \cup s'_h) = \left(|s_h| \delta_{\text{ moy}}^{h-1}(t, s_h) + |s'_h| \delta_{\text{ moy}}^{h-1}(t, s'_h) \right) / (|s_h| + |s'_h|) \quad (5),$$

при $t \neq s_h \neq s'_h; t, s_h, s'_h \in M(X_{h-1})$,

$$\delta_{\text{ moy}}^h(t, t') = \delta_{\text{ moy}}^{h-1}(t, t'), \quad (6)$$

при $t \neq t' \neq s_h \neq s'_h; t, t', s_h, s'_h \in M(X_{h-1})$.

Шаг $h=Z$. (рекуррентная формула). Известна последовательность вложенных иерархий, X_{h-1} , а также вершина $M(X_{h-1})$. Рекуррентные формулы, чтобы быть эффективными, должны основываться только на информации, относящейся к $M(X_{h-1})$. Получаем:

$$\begin{aligned} N &= |I| + h, \\ a_h &= s_h \cup s'_h, \text{Si}(a_h) = \{s_h, s'_h\}, \\ X_h(I) &= X_{h-1}(I) \cup a_h, \\ M(X_h(I)) &= M(X_{h-1}(I)) \cup \{a_h\} - \{s_h\} - \{s'_h\}, \quad (7) \\ v(a_h) &= \min \left\{ \delta^{h-1}(s, s'); s \neq s', s, s' \in M(X_{h-1}) \right\}, \\ |a_h| &= |s_h| + |s'_h|. \end{aligned}$$

Так что $v(N) = v(a_h)$, $A(N)$ и $B(N)$ – номера классов s_h и s'_h в иерархии X_{h-1} , соответственно $P(N) = P(A(N)) + P(B(N))$.

При пересчёте расстояний для $\delta^h(t, a_h), t \in M(X_h)$ используются следующие ве-

личины: $\delta^{h-1}(t, s_h), \delta^{h-1}(t, s'_h), \delta^{h-1}(s_h, s'_h), v(s_h), |s_h|, |s'_h|, v(t), |t|$.

Последний шаг $h=|I|-1$. Остаётся объединить только два класса, чтобы получить всё множество I . В этом случае:

$$\begin{aligned} N &= 2|I| - 1, \\ a_h &= I = s_h \cup s'_h, |a_h| = |s_h| + |s'_h| = |I|, \\ X_h &= X_{|I|-1} = X(I), \quad (8) \\ M(X_h) &= \{I\}, \\ v(a_h) &= v(I) = \delta^{h-1}(s_h, s'_h). \end{aligned}$$

Таким образом, все объекты становятся членами одного единственного кластера.

3. Экспериментальная часть. Построение древовидной диаграммы по кластеризации авиастроительных проектов

В примере рассмотрим планирование проектов по созданию новых образцов авиационной техники на основе прецедентного подхода. При планировании нового летательного аппарата ЛА необходимо выдержать ряд требований по целевому назначению и эксплуатационным характеристикам. В том числе требования к климатическим ограничениям (температуре окружающего воздуха); к массовым и центровочным характеристикам ЛА (взлётная масса, масса не снаряжённого ЛА, масло, снаряжение, не вырабатываемый остаток топлива, масса снаряжённого самолёта, топливо, полезная нагрузка, центровка снаряжённого самолёта, предельно передняя центровка, предельно задняя центровка); к лётно-техническим характеристикам ЛА (скорость взлёта, скорость набора высоты, крейсерская скорость, максимальная скорость в горизонтальном полёте, максимально допустимая скорость, скорость захода на посадку, максимальная скорость во взлётной конфигурации, максимальная скорость в посадочной конфигурации, максимальная скороподъёмность, минимальная скорость снижения, длина разбега, взлётная дистанция, длина пробега, посадочная дистанция, максимальная дальность полёта, максимальная продолжительность полёта и др.). Эксплуатационные ограничения включают в себя максимальную взлётную массу, переднюю и заднюю предельные центровки, минимально допустимую скорость во взлётной конфигурации, минимально допустимую скорость в крейсерской конфигурации, минимально допустимую скорость в посадочной конфигурации, скорость отрыва, максимальный угол крена, максимальную эксплуатационную пере-

грузку (из определённых условий прочности), максимальную перегрузку из условия нормальной работы двигателя и др.

Представим каждый проект по созданию ЛА в виде прецедента, для которого можно сформировать вектор описания. Каждый такой вектор описания

содержит информацию о характеристиках полученного изделия в проектах [2]. Новый проект по созданию ЛА «V1», содержит информацию о требуемых характеристиках «V1». На основании векторов описания составляется исходная таблица данных (рис. 1).

TEXT VALUES	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22
	MIN T	MAX T	ВЗЛ МАС	МАС ПУСТ	МАСЛО	СНАРЯЖЕН	Н ВНР ОТ	МАС СЧ С	ТОПЛИВО	ПОЛЕЗН Н	ЦЕН СНАР	ПЕР ЦПР	ЦПР ЗАДН	ВЗЛЕТ V	НАБ В V	КРЕЙС	МАХ V Г Ц	МАХ Д V	V ЗАХ П	МАХ V БЗ	МАХ V ПОС	МАХ СК П
MIG-15	,2592593	,667	,055	,030	,471	,800	,600	,057	,483	,366	,906	,688	,433	1,000	1,000	,806	,085	,674	,709	1,000	,282	,360
MIG-17	,2592593	,667	,055	,030	,471	,800	,600	,057	,483	,366	,906	,688	,433	1,000	1,000	,816	,094	,699	,709	1,000	,282	,360
MIG-19	,2592593	,667	,055	,030	,471	,800	,600	,057	,483	,366	,906	,688	,433	1,000	1,000	,903	,103	,710	,709	1,000	,282	,360
MIG-21	,2592593	,667	,055	,030	,471	,800	,600	,057	,483	,366	,906	,688	,433	1,000	1,000	,903	,113	,746	,709	1,000	,282	,360
MIG-23	,2592593	,667	,055	,030	,471	,800	,600	,057	,483	,366	,906	,688	,433	1,000	1,000	1,000	,117	,764	,709	1,000	,282	,360
MIG-25	,2592593	,667	,055	,030	,471	,800	,600	,057	,483	,366	,906	,688	,433	1,000	1,000	1,000	,122	,783	,709	1,000	,282	,360
MIG-29	,2592593	,667	,055	,030	,471	,800	,600	,057	,483	,366	,906	,688	,433	1,000	1,000	1,000	,127	,801	,709	1,000	,282	,360
MIG-31	,2592593	,667	,055	,030	,471	,800	,600	,057	,483	,366	,906	,688	,433	1,000	1,000	1,000	,131	1,000	,709	1,000	,282	,360
Ty-104	,2592593	,667	,909	,325	,947	,800	,600	,918	,914	,842	,375	,875	1,000	,595	,483	,612	,029	,239	,527	,500	1,000	,920
Ty-134	,2592593	,667	,940	,498	,947	,800	,600	,949	,914	,842	,375	,875	1,000	,595	,483	,641	,030	,250	,527	,500	1,000	,920
Ty-154	,2592593	,667	1,000	,489	,947	,800	,600	1,000	,914	,842	,375	,875	1,000	,595	,483	,660	,031	,257	,527	,500	1,000	,920
IL-18	,0370370	1,000	,175	,078	,497	,700	,200	,170	,655	,588	,688	,938	,600	,757	,655	,680	,033	,254	,782	,700	,706	,760
IL-62	,0370370	1,000	,193	,077	,444	,700	,200	,190	,655	,588	,688	,938	,600	,757	,655	,699	,034	,257	,818	,700	,706	,760
IL-76	,0370370	1,000	,199	,078	,497	,700	,200	,201	,655	,588	,688	,938	,600	,757	,655	,709	,034	,261	,855	,700	,706	,760
IL-86	0,000000	1,000	,210	,103	,497	,700	,200	,211	,655	,588	,688	,938	,600	,784	,655	,787	,035	,264	,891	,733	,706	,760
Cy-25	,2592593	,667	,064	,033	,524	,800	,400	,067	,569	,683	,781	,813	,567	,865	,810	,767	,038	,638	1,000	,833	,412	,600
Cy-27	,2592593	,667	,072	,034	,524	,800	,200	,075	,569	,683	,781	,813	,567	,865	,810	,777	,039	,710	,964	,833	,412	,600
Ty-16	,2592593	,667	,115	,055	,471	1,000	1,000	,108	,569	,445	1,000	,750	,733	,946	,621	,602	,085	,674	,855	,933	,353	,520
Ty-22M	,2592593	,667	,121	,708	,471	1,000	1,000	,119	,724	,445	1,000	,750	,733	,946	,621	,612	,094	,746	,818	,933	,353	,560
Ty-160	,2592593	,667	,271	1,000	,471	1,000	1,000	,272	,724	,445	1,000	,750	,733	,946	,621	,660	1,000	,721	,782	,933	,353	,520
An-2	,2592593	,667	,276	,170	,947	1,000	1,000	,274	1,000	1,000	,531	1,000	,633	,568	,331	,485	,020	,149	,527	,467	,824	1,000
An-10	,2592593	,667	,296	,176	,947	1,000	1,000	,293	1,000	1,000	,531	1,000	,633	,568	,331	,495	,020	,152	,527	,467	,824	1,000
An-12	,2592593	,667	,306	,183	,947	1,000	1,000	,303	1,000	1,000	,531	1,000	,633	,568	,331	,505	,021	,156	,527	,467	,824	1,000
An-24	,2592593	,667	,331	,186	,947	1,000	1,000	,334	1,000	1,000	,531	1,000	,633	,568	,331	,515	,021	,159	,527	,467	,824	1,000
An-222	,2592593	,667	,346	,191	,947	1,000	1,000	,344	1,000	1,000	,531	1,000	,633	,568	,331	,524	,022	,163	,527	,467	,824	1,000
An-70	,2592593	,667	,344	,188	,974	1,000	1,000	,345	1,000	1,000	,531	1,000	,633	,568	,331	,534	,022	,167	,527	,467	,824	1,000
An-74	,2592593	,667	,371	,201	1,000	1,000	1,000	,376	1,000	1,000	,531	1,000	,633	,568	,331	,539	,023	,174	,527	,467	,824	1,000
An-74TK	,2592593	,667	,376	,197	1,000	1,000	1,000	,375	1,000	1,000	,531	1,000	,633	,568	,331	,563	,023	,178	,527	,467	,824	1,000
V-1	,0370370	,933	,125	,060	,497	,750	,400	,119	,621	,525	,750	,844	,467	,784	,517	,709	,089	,779	1,000	,733	,353	,600
SIGNA-4	1,000000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000

Рис. 1. Характеристики продуктов проектов по созданию ЛА

На основании выше описанного метода агломеративной иерархической кластеризации с использованием средней связи рассчитывается межкластерное расстояние и производится объединение класте-

ров (рис. 2). Построение древовидной диаграммы по кластеризации авиастроительных проектов осуществляется на основании информации, представленной на рис. 2.

,0198621	An-10	An-12																					
,0303064	MIG-25	MIG-29																					
,0307315	An-24	An-222																					
,0316330	An-74	An-74TK																					
,0386243	MIG-19	MIG-21																					
,0419687	An-2	An-10	An-12																				
,0472485	An-24	An-222	An-70																				
,0493067	MIG-23	MIG-25	MIG-29																				
,0801546	IL-62	IL-76																					
,0933602	An-24	An-222	An-70	An-74	An-74TK																		
,0995872	MIG-15	MIG-17																					
,1216195	MIG-19	MIG-21	MIG-23	MIG-25	MIG-29																		
,1361729	An-2	An-10	An-12	An-24	An-222	An-70	An-74	An-74TK															
,1561027	Ty-104	Ty-134																					
,1630637	IL-62	IL-76	IL-86																				
,2286819	MIG-15	MIG-17	MIG-19	MIG-21	MIG-23	MIG-25	MIG-29																
,2368287	Cy-25	Cy-27																					
,2426016	Ty-104	Ty-134	Ty-154																				
,2486352	IL-18	IL-62	IL-76	IL-86																			
,3561368	MIG-15	MIG-17	MIG-19	MIG-21	MIG-23	MIG-25	MIG-29	MIG-31															
,6847262	Ty-16	Ty-22M																					
,7030003	Cy-25	Cy-27	V-1	Ty-16	Ty-22M																		
1,110015	Cy-25	Cy-27	V-1	Ty-16	Ty-22M																		
1,164529	MIG-15	MIG-17	MIG-19	MIG-21	MIG-23	MIG-25	MIG-29	MIG-31	Cy-25	Cy-27	V-1	Ty-16	Ty-22M	Ty-160									
1,414246	Ty-104	Ty-134	Ty-154	An-2	An-10	An-12	An-24	An-222	An-70	An-74	An-74TK												
1,570524	MIG-15	MIG-17	MIG-19	MIG-21	MIG-23	MIG-25	MIG-29	MIG-31	Cy-25	Cy-27	V-1	Ty-16	Ty-22M	Ty-160									
1,662710	Ty-104	Ty-134	Ty-154	An-2	An-10	An-12	An-24	An-222	An-70	An-74	An-74TK												
2,060325	MIG-15	MIG-17	MIG-19	MIG-21	MIG-23	MIG-25	MIG-29	MIG-31	Cy-25	Cy-27	V-1	Ty-16	Ty-22M	Ty-160	Ty-104	Ty-134	Ty-154	An-2					
4,612336	MIG-15	MIG-17	MIG-19	MIG-21	MIG-23	MIG-25	MIG-29	MIG-31	Cy-25	Cy-27	V-1	Ty-16	Ty-22M	Ty-160	Ty-104	Ty-134	Ty-154	An-2					

Рис. 2. Расстояние между кластерами продуктов проектов по созданию ЛА

На рис. 3 отображено графическое представление результатов агломеративной кластеризации об-

разцов авиационной техники. Кластеры объединяются путём группировки объектов каждый раз во всё

более и более крупные кластеры. Этот процесс продолжается до тех пор, пока все объекты не станут членами одного единственного кластера. Определяя максимально допустимое расстояние между класте-

рами, процесс объединения кластеров можно рассматривать до определённого уровня, таким образом, получая необходимую кластеризованную выборку объектов.

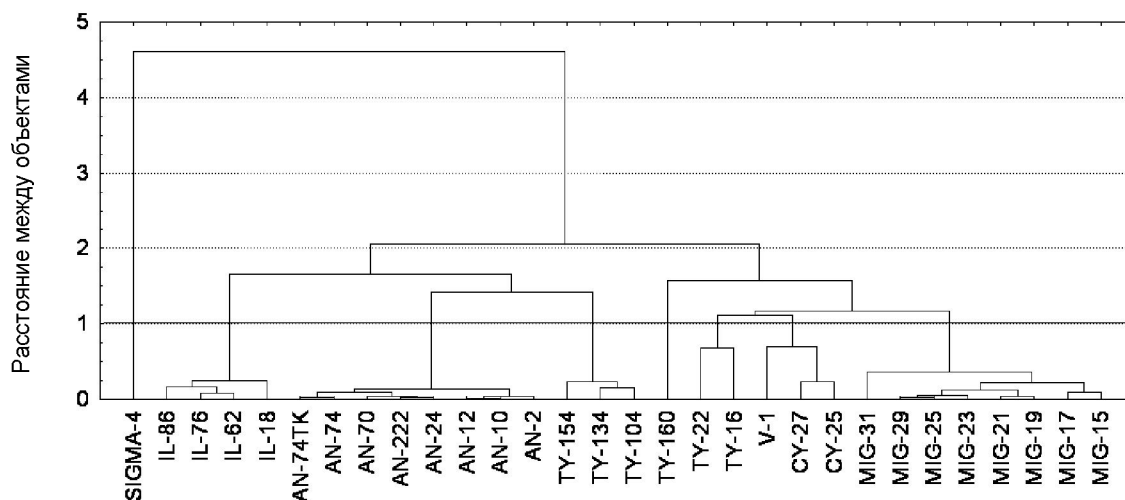


Рис. 3. Дендрограмма кластеризации ЛА

Если указанное членами команды проекта допустимое расстояние между кластерами не превышает заданного порогового значения (рис. 3), то это будет говорить о том, что рассматриваемый проект по созданию нового ЛА «V1» будет попадать в один кластер с проектами по созданию Су-25, Су-27, которые будут составлять множество релевантных прецедентов для рассматриваемого проекта. При этом расстояние между кластером «V1» и кластером, в составе которого Су-25, Су-27 приблизительно равно 0,7.

Заключение

В статье решена задача разработки метода планирования научно-технических проектов на основе использования прецедентного подхода.

В работе подробно рассматривается этап поиска предварительного множества прецедентов для нового проекта. Для нахождения предварительного множества прецедентов использован иерархический агломеративный метод кластеризации. Метод позволяет находить наиболее близкие проекты по созданию образцов авиационной техники, что даст возможность эффективно использовать опыт прошлых разработок для планирования новых проектов.

Литература

1. Трофимов И.В. Планирование на базе рассуждений по прецедентам [Электронный ресурс] / И.В. Трофимов. – 2007. – Режим доступа: [http://](http://aicenter.botik.ru/planning/index.php?ptl=materials/071cbp.htm)

aicenter.botik.ru/planning/index.php?ptl=materials/071cbp.htm.

2. Яшина Е.С. Планирование портфеля научно-технических проектов с использованием аналогичных технических и управленческих решений / Е.С. Яшина, Л.Н. Лутай // *Радиоэлектронні і комп'ютерні системи*. – 2009. – №. 3(37). – С. 141-145.

3. Карпов Л.Е. Адаптивное управление по прецедентам, основанное на классификации состояний управляемых объектов [Электронный ресурс] / Л.Е. Карпов, В.Н. Юдин, 2007. – Режим доступа: <http://www.citforum.ru/consulting/BI/karpov/>.

4. Самоучитель по экспертным системам // Московский государственный университет [Электронный ресурс] // Материалы сайта кафедры систем автоматизации проектирования МГСУ. – Режим доступа: <http://sapr.mgsu.ru/biblio/ex-syst/index.html>.

5. Юдин А.Ю. Обоснование мероприятий по предотвращению отказов механических систем [Электронный ресурс] / А.Ю. Юдин, А.И. Павлов // Материалы сайта института вычислительных технологий сибирского отделения РАН. – Режим доступа: <http://www.ict.nsc.ru/ws/YM2003/6217/>.

6. Варшавский П.Р. Реализация метода правдоподобных рассуждений на основе прецедентов для интеллектуальных систем поддержки принятия решений [Электронный ресурс] / П.Р. Варшавский // Десятая национальная конференция по искусственному интеллекту с международным участием КИИ – 2006: материалы конф. Нац. науч. конф. 25-28 сентября 2006 г. – Обнинск, 2006. – Режим доступа: <http://www.raai.org/resurs/papers/kii-2006/>.

7. Методы классификации и прогнозирования. Метод опорных векторов. Метод "ближайшего соседа". Байесовская классификация [Электронный ресурс] // Материалы сайта: Интернет-Университет Информационных технологий. – Режим доступа: http://www.intuit.ru/department/database/datamining/10/datamining_10.html

8. Местецкий Л.М. Математические методы распознавания образов: конспект лекций [Электронный ресурс] / Л.М. Местецкий, МГУ, 2002. – Режим доступа: http://www.ict.edu.ru/lib/index.php?a=elib&c=getForm&r=resDesc&d=light&id_res=4695

9. Трофимов И.В. Значимый контекст рассуждений в задаче планирования: эксперименты и перспективы / И.В. Трофимов // Десятая национальная конференция по искусственному интеллекту с международным участием КИИ – 2006: материалы конф. Нац. науч. конф. 25-28 сентября 2006 г. – Обнинск, 2006. – С. 700-708.

10. Трофимов И.В. Планирование в средах с большим количеством объектов / И.В. Трофимов //

Международная научно-техническая конференция "Интеллектуальные системы" (AIS'05) и "Интеллектуальные САПР" (CAD-2005): сб. науч. тр. – М., 2005. – С. 276-282.

11. Айвазян С.А. Прикладная статистика. Классификация и снижение размерности / С.А. Айвазян. – М.: Финансы и статистика, 1989. – 606 с.

12. Жамбю М. Иерархический кластер-анализ и соответствия: моногр. / М. Жамбю. – М.: Финансы и статистика, 1988. – 342 с.

13. Выбор метода кластеризации [Электронный ресурс] / материалы сайта: Market journal. – Режим доступа: <http://www.market-journal.com/marketingoveissledovaniya/209.html>

14. Павлов А.И. Компонентный подход: модуль правдоподобного вывода по прецедентам / А.И. Павлов, А.Ю. Юрин // Программные продукты и системы. – 2008. – №3. – С. 55-58.

15. Объект и признак [Электронный ресурс] / материалы сайта: Биометрика. – Режим доступа: www.biometrica.tomsk.ru/cluster_2.htm.

Поступила в редакцию 15.10.2009

Рецензент: д-р техн. наук, проф., ведущий научный сотрудник научно-исследовательского отдела научного центра Воздушных Сил Б.А. Демидов, Харьковский университет Воздушных Сил им. И. Кожедуба, Харьков, Украина.

ВИКОРИСТАННЯ ПОЗИТИВНОГО ДОСВІДУ ПРОЕКТУВАННЯ ДЛЯ ПЛАНУВАННЯ НОВИХ ПРОЕКТІВ СТВОРЕННЯ АВІАЦІЙНОЇ ТЕХНІКИ

О.С. Яшина, Л.М. Лутай

Розглядається задача розробки методів та моделей планування проектів по створенню зразків авіаційної техніки з використанням прецедентного підходу. Схема методу планування нового авіабудівного проекту на основі використання накопиченого досвіду є багатоетапною. В статті пропонується здійснити пошук попередньої множини прецедентів, тобто вже реалізованих проектів по створенню зразків авіаційної техніки. Для знаходження множини релевантних проектів в статті запропоновано використання методу ієрархічної агломеративної кластеризації.

Ключові слова: множина прецедентів, ієрархічна агломеративна кластеризація, науково-технічний проект, прецедентний підхід, авіаційна техніка, метрика подібності, метод планування.

USE OF POSITIVE EXPERIENCE OF DESIGNING FOR PLANNING OF NEW PROJECTS OF CREATION OF AVIATION TECHNICS

Ye.S. Yashina, L.M. Lutay

The problem of working out of methods and models of planning of projects on creation of samples of aviation technics with use of the case approach is considered. The scheme of a method of planning of the new aviabuilding project on the basis of use of the saved up experience is multiple-stage. In article it is offered to carry out search of preliminary set of precedents, that is already realised projects in creation of samples of aviation technics. For a finding of set of relevant projects in article use of a method hierarchical agglomerative clustering is offered.

Key words: set of precedents, hierarchical agglomerative clustering, the scientific and technical project, the case approach, the aviation technics, the similarity metrics, a planning method.

Яшина Елена Сергеевна – канд. техн. наук, доцент кафедры информационных управляющих систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Лутай Людмила Николаевна – аспирант кафедры информационных управляющих систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: Lutay_L_N@mail.ru.

АЛФАВИТНЫЙ УКАЗАТЕЛЬ

Бийарэаль Гонсалэс Клаидия Ф.	66
Брагин А.П.	24
Гордиенко В.А.	48
Гоцуленко В.В.	88
Грызлова Т.П.	80
Капитанова Л.В.	19
Колесник Р.В.	93
Кошевой Н.Д.	48
Кулик А.С.	42
Курин М.А.	37
Лобода И.	66
Лугай Л.Н.	101
Мельничук А.П.	24
Науменко А.Н.	19

Оганесян А.С.	48
Осадчий С.И.	54
Павленко В.Н.	37
Пицык В.В.	88
Попов А.В.	93
Пустовойтов В.П.	5
Спесивцев В.В.	60
Таран А.Н.	42
Третьяк В.В.	30
Фельдштейн Я.	66
Фирсов С.Н.	42
Цеховской М.В.	48
Яшина Е.С.	101