

Московский государственный технический университет гражданской авиации
(МГТУ ГА)

РЕШЕНИЕ ПРИКЛАДНЫХ ЗАДАЧ ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ ВС
МЕТОДАМИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Москва 1993

ИДЕНТИФИКАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПО ДАННЫМ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ САМОЛЕТА ИЛ-96-300

М.С. Кубланов

Исследование особых случаев полета на этапах взлета и посадки (см. перечень расчетных случаев в [1]) требует создания математических моделей (ММ) полета самолета с высокой степенью адекватности поведению реального воздушного судна (ВС). В теории математического моделирования эта проблема решается, в частности, с помощью создания ряда моделей, предназначенных для решения различных задач на отдельных частных областях пространства параметров. Для таких сложных объектов, как летательные аппараты (ЛА) в атмосфере, путь создания частных моделей оказывается единственно приемлемым при осуществлении сложной процедуры идентификации. Процедура идентификации представляет собой специальный вычислительный эксперимент (ВЭ), в процессе которого по известным данным летных испытаний (ЛИ) подбираются отдельные параметры и характеристики модели с целью получения наиболее близких к реальным результатов моделирования. Последний факт свидетельствует о степени адекватности модели.

В Московском государственном техническом университете гражданской авиации (МГТУ ГА) совместно с Авиационным Комплексом (АК) им. С.В. Ильюшина разработана система математического моделирования динамики полета ЛА (СММ ДП ЛА), ориентированная на проведение самых разнообразных ВЭ. Эта система также позволяет с помощью ограниченного множества входных параметров формировать ММ движения самолета на отдельных участках полета в сложных условиях, в том числе выходящих за границы ожидаемых условий эксплуатации (ОУЭ). С использованием указанных возможностей СММ ДП ЛА проведен комплекс ВЭ по идентификации ММ (вернее, ряда ММ) движения самолета Ил-96-300 на этапах взлета и посадки в ОУЭ, в том числе с отказами авиационной техники при неблагоприятных внешних воздействиях.

В качестве данных реальных полетов использованы результаты совместных МАП – МГА сертификационных наземных и летных испытаний самолета Ил-96-300 N 0001 с четырьмя двигателями ПС-90А [2,3,4] по установлению соответствия требованиям Норм летной годности (НЛГС-3). В ММ использованы последние, уточненные характеристики самолета, предоставленные ММЗ им. С.В. Ильюшина, так же как и результаты ЛИ. Тяга двигателей принималась по высотно-скоростным и дроссельным характеристикам (ВС и ДХ). Конфигурация самолета и способы пилотирования принимались такими, как оговорено в актах [2,3] или предписано Руководством по летной эксплуатации (РЛЭ [5]). Для аналогичных этапов полета применялись единые манеры пилотирования.

Для идентификации модели движения самолета Ил-96-300 на взлете синтезированы 5 модельных полетов, соответствующих пяти различным условиям по актам [2,3]. При этом, исходя из данных ЛИ, по величинам дистанции разбега – L_p , взлетной дистанции – $L_{взл}$, индикаторной скорости – V_i и градиента набора высоты (пересчитанного на угол наклона траектории), ММ идентифицирована так, что с достаточной степенью адекватности отражает реальное влияние таких факторов, как зафиксированные в ЛИ:

- высота расположения ВПП - Н,
- температура атмосферы - $t_{атм}$,
- масса самолета - m,
- отказ одного двигателя.

Краткая характеристика условий модельных взлетов и сравнение контрольных параметров идентификации приведены в табл. 1. В процессе анализа соответствия результатов контрольного ВЭ данным ЛИ выявлено, что в случаях ЛИ "Ташкент-1" и "Ташкент-2" на высоте 400 м применялась манера пилотирования, отличная от предписанной РЛЭ: пониженные значения угла наклона траектории свидетельствуют о том, что в ЛИ к этому моменту или была не полностью убрана механизация крыла, или использовался режим работы двигателей ниже номинального.

Таблица 1.

ПАРАМЕТРЫ ИДЕНТИФИКАЦИИ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ВЗЛЕТА
САМОЛЕТА ИЛ-96-300

(Сравниваемые параметры расположены:
вверху данные летных испытаний,

внизу результаты вычислительных экспериментов)

Название модельного полета	Н м	$t_{атм}$ °С	число работ двиг.	m т	о т р ы в		высота 10,7 м			высота 120м		высота 400м	
					L_p м	V_i км/ч	$L_{взл}$ м	V_i км/ч	о	V_i км/ч	о	V_i км/ч	о
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
Ташкент-1	0	45	4	200	1920	275	2230	286	-	303	7,0	390	4,1*
					1932	281	2226	295	4,1	303	7,0	395	7,7
Ташкент-2	1000	38	4	200	2310	275	2660	286	-	303	6,3	390	3,7*
					2316	278	2666	291	3,5	303	6,3	390	7,5
Ташкент-3	0	45	3	200	-	-	-	280	2,7	280	3,3	390	2,2
					2051	273	2393	284	3,7	292	4,1	388	2,1
Алма-Ата-1	1000	23,5	4	185	1630	275	1890	-	-	-	-	-	-
					1631	276	1885	290	4,6	297	9,7	-	-
Алма-Ата-2	1000	23,5	4	230	2460	294	2810	-	-	-	5,2	-	-
					2458	293	2817	305	3,3	310	5,2	-	-

* - манера пилотирования, отличная от РЛЭ.

Для идентификации ММ посадки самолета Ил-96-300 без учета возмущающих факторов поперечного движения синтезированы 8 модельных посадок, соответствующих восьми различным условиям по актам [2,3,4]. При этом контрольными величинами были приняты: посадочная дистанция - $L_{пос}$ и дистанция пробега - $L_{пр}$, на значения которых оказывают наиболее существенное влияние следующие учтенные в ВЭ факторы:

- высота расположения ВПП - Н,
- температура атмосферы - $t_{атм}$,
- коэффициент сцепления колес шасси с ВПП,
- режим торможения (номинальный - при давлении в гидросистеме торможения $P_T = 100$ атм, максимальный - при $P_T = 150$ атм или отказ - при $P_T = 0$),

- угол отклонения закрылков,
- отказ двух двигателей.

Краткая характеристика условий модельных посадок и сравнение контрольных параметров идентификации приведены в табл.2. В процессе анализа соответствия результатов контрольного ВЭ данным ЛИ выявлено, что в отдельных случаях ЛИ применялись манеры пилотирования, существенно отличные от предписанных РЛЭ:

Таблица 2.

ПАРАМЕТРЫ ИДЕНТИФИКАЦИИ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПОСАДКИ
САМОЛЕТА ИЛ-96-300 В ПРОДОЛЬНОМ КАНАЛЕ УПРАВЛЕНИЯ
(Сравниваемые параметры расположены:
вверху данные летных испытаний,
внизу результаты вычислительных экспериментов)

Название модельного полета	Н м	$t_{атм}$ °С	коэфф. сцепл.	число работ двиг.	м т	откл. закр. град	$P_{торм}$ атм	$L_{проб.}$ м	$L_{пос.}$ м
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Ташкент-1	1000	38	0,7	4	175	40	150	-- 1185	1600 1591
Ташкент-2	500	40	0,7	4	175	40	150	-- 1093	1480 1488
Ташкент-3	1000	38	0,7	2	175	10	150	-- 1666	2520 2577
Алма-Ата-1	1000	23,5	0,7	4	175	40	150	-- 1107	1510 1504
Раменское-1	0	15	0,6	4	175	40	100	1240 1255	1640 1654
Раменское-2	0	15	0,75	4	175	40	150	840 897	1230 1265
Раменское-3	0	15	0,5	4	175	40	100	1360 1364	1760 1763
Раменское-4	0	15	--	4	175	40	0	2100 2086	2540 2531

- в случае "Ташкент-3" реверсирование двигателей применялось при скорости ниже 110 км/ч (в ВЭ использовался штатный режим),
- в случае "Раменское-2" реверсирование двигателей применялось при скорости ниже 110 км/ч, а выравнивание осуществлялось по более крутой траектории (в ВЭ использовался штатный режим и осуществлялась достаточно мягкая посадка),
- в случае "Раменское-4" реверсирование двигателей применялось при скорости значительно ниже 110 км/ч, (в ВЭ определено значение этой скорости в 25 км/ч).

На обеспечение безопасности посадки существенное влияние оказывают возмущающие факторы поперечного движения. К таким факторам, имевшим место в ЛИ, относятся следующие:

- масса самолета - m ,
- коэффициент сцепления колес шасси с ВПП,
- значение боковой составляющей скорости ветра - W .

Влияние перечисленных факторов симитировано на 3 модельных посадках, синтезированных по результатам ЛИ [4]. При этом контрольными величинами для идентификации ММ служили зафиксированные в ЛИ [4] пре-

дельные значения отклонения самолета от оси ВПП и диапазоны балансирующих значений угла отклонения руля направления при скоростях по прибору от 100 км/ч до 220 км/ч в случаях "Раменское-5" и "Раменское-6" и от 90 км/ч до 250 км/ч в случае "Раменское-7".

В табл. 3 приведены краткие характеристики условий модельных посадок и сравнение контрольных параметров идентификации.

Таблица 3.

ПАРАМЕТРЫ ИДЕНТИФИКАЦИИ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПОСАДКИ
САМОЛЕТА ИЛ-96-300 В ПОПЕРЕЧНОМ КАНАЛЕ УПРАВЛЕНИЯ

(Сравниваемые параметры расположены:
вверху данные летных испытаний,

внизу результаты вычислительных экспериментов)

Название модельного полета	H м	$t_{атм}$ °C	коэфф. сцепл.	W бок. м/с	m т	откл. закр. °	$P_{торм}$ атм	отклон. р.н. °	бок. откл. м
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Раменское-5	0	15	0,7	10	175	40	100	5 - 8 4,5	12 9
Раменское-6	0	15	0,7	10	149	40	100	9 - 12 6,1	12 12
Раменское-7	0	15	0,6	5	178	40	100	2 - 3 2,0	12 4

В процессе анализа соответствия результатов контрольного ВЭ данным ЛИ выявлено, что управление самолетом в поперечном канале на пробеге по ВПП при боковом ветре имеет сугубо неустановившийся характер, являющийся следствием быстротечных процессов при приземлении и существенного изменения воздушной скорости, поэтому определение балансирующего значения угла отклонения руля направления в [4] не может заменить полномасштабные записи систем объективного контроля (СОК) при оценке расхода рулей.

С точки зрения обеспечения безопасности полетов исключительное значение имеет влияние условий торможения самолета при посадке или прерванном взлете. При идентификации ММ движения самолета Ил-96-300 по ВПП особая важность адекватного моделирования торможения диктуется не только проблемой определения взлетных и посадочных дистанций, но и проблемой бокового выкатывания с ВПП, поскольку физические процессы продольного и поперечного движений пневматиков тесно связаны.

Для идентификации ММ движения самолета Ил-96-300 по ВПП были использованы данные СОК четырех случаев посадки в различных условиях (исходные рабочие материалы к акту [4]). При этом контрольными величинами были приняты зависимости от времени дистанции $L(t)$ и путевой скорости $V_{пут}(t)$ в течение всего пробега. К сожалению, другие величины регистрируются с нестабильной погрешностью, поэтому для идентификации их, как функции от времени, использовать нельзя.

Все параметры управления (моменты начала выравнивания, дросселирования и реверсирования двигателей, выпуска щитков и интерцепторов, включения торможения колес) при моделировании воспроизводились по записям СОК. Внешние условия моделировались в соответствии с описанием зарегистрированных ЛИ.

Исходя из полноты данных ЛИ, удалось идентифицировать ММ движения самолета по ВПП с учетом влияния следующих факторов, зафиксированных в [4]:

- масса самолета - m ,
- температура атмосферы - $t_{атм}$,
- давление атмосферы - $P_{атм}$,
- продольная составляющая скорости ветра - W ,
- режим торможения ($P_T = 100$ атм или $P_T = 150$ атм),
- коэффициент сцепления колес шасси с ВПП.

Характеристики условий и сравнение контрольных параметров идентификации с данными ЛИ приведены в табл. 4.

Таблица 4.

ПАРАМЕТРЫ ИДЕНТИФИКАЦИИ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ
САМОЛЕТА ИЛ-96-300 ПО ВПП

Название модельного полета	$P_{атм}$ мм рт. ст	$t_{атм}$ °C	коэфф сцепл	W встр м/с	m т	P_T атм	t с	$V_{пут}$, км/ч		L, м (по ВПП)	
								ЛИ	ВЭ	ЛИ	ВЭ
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
Стандарт № 1	699	26	0,75	4,4	175	100	97	-	252	40	0
							102	250	245	100	21
							103	250	243	150	89
							104	246	240	220	156
							106	234	228	360	286
							112	142	156	650	609
							115	103	118	760	714
							118	84	79	820	806
							122	50	29	880	864
							124	38	5	900	873
Стандарт № 2	753	14,9	0,75	2	165	150	51	-	296	10	0
							63	-	268	30	28
							66	257	256	200	246
							67	244	252	270	317
							70	236	231	470	520
							79	103	95	880	932
							85	3	2	1010	1010
Стандарт № 3	750	4	0,4	0	175	100	98	-	246	-	0
							103	-	243	20/35	40
							104	242	242	50/100	107
							106	237	235	100/230	240
							110	212	211	330/480	488
							120	134	134	760/950	972
							130	64	66	1020/1220	1244
							137	15	11	1080/1330	1323
Стандарт № 4	731	3,6	0,5	4	167,3	100	89	-	246	-	0
							94	-	244	-	0
							97	236	236	160/190	183
							99	231	228	280/320	312
							109	150	150	810/850	849
							119	62	59	1090/1150	1136
							124	0	6	1115/1190	1181

В процессе анализа соответствия результатов контрольного ВЭ данным ЛИ выявлены отклонения от глиссады перед началом выравнивания в случаях N 1 и N 3, некорректность записи СОК пройденного пути (рассогласо-

вание со скоростью в случаях N 3 и N 4). Удалось идентифицировать недостающую информацию об условиях посадки: в случае N 1 – значение скорости ветра, в случае N 3 – значение коэффициента сцепления.

В результате проведенных контрольных ВЭ и сравнения их результатов с данными ЛИ можно заключить, что СММ ДП ЛА, настроенная на взлет и посадку самолета Ил-96-300, обеспечивает достаточную степень адекватности для исследования указанных участков полета и позволяет идентифицировать не только отдельные параметры и характеристики модели, но и недостающую информацию об условиях полета.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Планирование вычислительного эксперимента на математической модели самолета Ил-96-300 и подготовка входных данных: Техническая справка о НИР (промежуточная)/ Моск. ин-т инженеров гражд. авиации (МИИГА); Руководитель В.Г. Ципенко – М., 1992. – 23с.: ил. – Отв. исполнитель Н.Н. Городничева.

2. Акт N 51144-96/91 по результатам совместных МАП – МГА сертификационных наземных и летных испытаний самолета Ил-96-300 N 0001 с двигателями ПС-90А в условиях высоких температур наружного воздуха (а/п Ташкент).

3. Акт N 51143-96/91 по результатам совместных МАП – МГА сертификационных наземных и летных испытаний самолета Ил-96-300 N 0001 с двигателями ПС-90А в умеренных высотных условиях (а/п Алма-Ата).

4. Акт N 5124-96/91 по результатам заводских наземных и летных испытаний дальнего магистрального самолета Ил-96-300 с четырьмя турбовентиляторными двигателями ПС-90А по определению летно-технических характеристик.

5. Руководство по летной эксплуатации Ил-96-300. – М., 1988.