Фельдман В.Д. Гл. специалист ООО «Кинематика»

К вопросу о балансировке винта самолёта в полевых условиях «Ох и трудная это работа – Балансировать винт самолёта»))

1. Вместо предисловия

Два с половиной года тому назад наше предприятие начало серийное изготовление прибора «Балком 1», предназначенного для балансировки роторных механизмов в собственных подшипниках,

На сегодняшний день произведено более 180 комплектов, которые эффективно используются в различных отраслях промышленности, в том числе при производстве и эксплуатации вентиляторов, дымососов, электродвигателей, шпинделей станков, насосов, дробилок, сепараторов, центрифуг, карданных и коленчатых валов и т.п. механизмов.

В последнее время в адрес нашего предприятия поступает большое число запросов от организаций и частных лиц, связанных с возможностью использования нашей аппаратуры для балансировки винтов самолётов и вертолётов в полевых условиях.

К сожалению, наши специалисты, имеющие многолетний опыт балансировки самых разных машин, никогда ранее не занимались данной проблемой. Поэтому советы и рекомендации, которые мы могли дать нашим Заказчикам, носили весьма общий характер и не всегда позволяли им эффективно решать поставленную задачу.

Весной этого года данная ситуация начала меняться в лучшую сторону. Это произошло благодаря активной позиции В.Д. Чвокова, который организовал и принял совместно с нами активнейшее участие в работах по балансировке винтов самолётов ЯК-52 и Су-29, пилотом которых он является.



Рис. 1.1. Самолёт ЯК-52 на взлётном поле

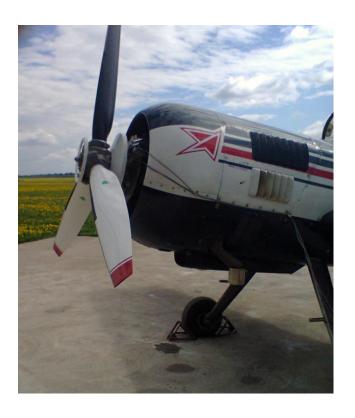


Рис. 1.2. Самолёт СУ-29 на стоянке.

Во время проведения данной работы получен определённый навык и отработана технология балансировки винтов самолётов в полевых условиях с использованием прибора «Балком-1», в том числе:

- определены места и способы установки (крепления) датчиков вибрации и фазового угла на объекте;
- определены резонансные частоты ряда конструктивных элементов самолёта (подвеса двигателя, лопастей винта);
- выявлены частоты вращения (режимы работы) двигателя, обеспечивающие при балансировке достижение минимального остаточного дисбаланса;
- установлены допуски на остаточный дисбаланс винта и т.п.

Кроме того, получены интересные данные об уровнях вибрации самолётов, оснащённых двигателями M-14П.

Ниже публикуются отчётные материалы, составленные по результатам проведения данных работ.

В них, помимо результатов балансировки, приведены данные вибрационных обследований самолётов ЯК-52 и Су-29, полученные при испытаниях на земле и в полёте.

Эти данные могут представлять интерес, как для пилотов самолётов, так и для специалистов занятых их обслуживанием.

2. Результаты балансировки винта и вибрационного обследования пилотажного самолёта ЯК-52

2.1. Введение

В мае – июле 2014 г. проведены работы по вибрационному обследованию самолёта ЯК-52, оснащённого авиационным двигателем М-14П, и балансировке его двухлопастного винта

Балансировка проводилась в одной плоскости с использованием балансировочного комплекта «Балком-1», зав. № 149.

Схема измерений, использованная при балансировке, представлена на рис 2.1.

В процессе балансировки датчик вибрации (акселерометр) 1 устанавливался на передней крышке редуктора двигателя при помощи магнита на специальном кронштейне.

Лазерный датчик фазового угла **2** также устанавливался на крышке редуктора и ориентировался на отражающую метку, нанесённую на одну из лопастей винта.

Аналоговые сигналы с датчиков по кабелям передавались в измерительный блок прибора «Балком-1», в котором выполнялась их предварительная цифровая обработка.

Далее эти сигналы в цифровом виде поступали в компьютер, где производилась программная обработка этих сигналов и выполнялись расчёты массы и угла установки корректирующего груза, необходимого для компенсации дисбаланса на винте.

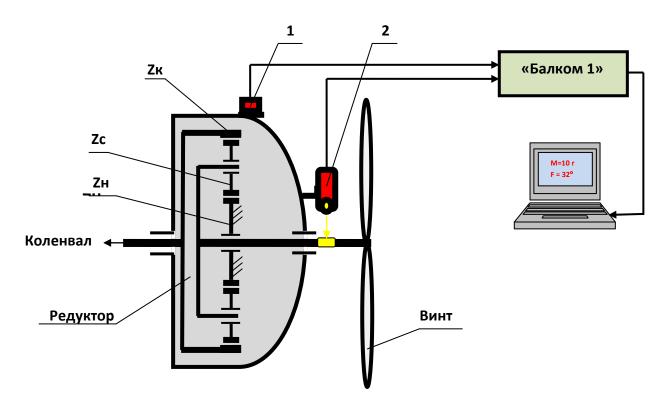


Рис. 2.1. Схема измерений при балансировке винта самолёта ЯК-52.

Zк- коренное зубчатое колесо редуктора;

Zc- сателлиты редуктора;

Zн- неподвижное зубчатое колесо редуктора.

В процессе выполнения данной работы с учётом опыта, накопленного при балансировке винтов самолёта СУ-29 и ЯК-52, был проведён ряд дополнительных исследований, включавших в себя:

- определение собственных частот колебаний двигателя и винта самолёта ЯК-52;
- проверку величины и спектрального состава вибрации в кабине второго пилота в полёте после балансировки винта;
- проверку величины и спектрального состава вибрации в кабине второго пилота в полёте после балансировки винта и регулировки усилия затяга амортизаторов двигателя.

2.2. Результаты исследований собственных частот колебаний двигателя и винта.

Собственные частоты колебаний двигателя, установленного на амортизаторах в корпусе самолёта, определялись с использованием анализатора спектра AD-3527, ф. A@D, (Япония), путём ударного возбуждения колебаний двигателя.

В спектре собственных колебаний подвеса двигателя самолёта ЯК-52, пример которого представлен на рис 2.2, выявлено 4 основных частоты: 20 Гц, 74 Г, 94 Гц, 120 Гц.

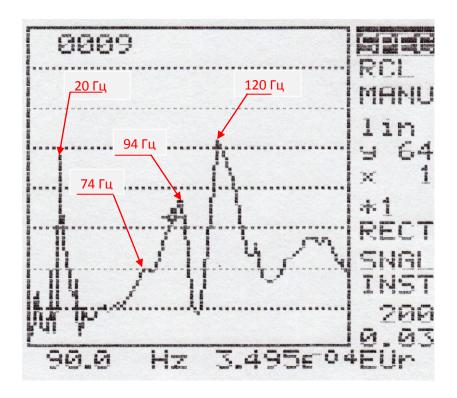


Рис. 2.2. Спектр собственных частот колебаний подвеса двигателя самолёта ЯК-52

Частоты 74 Γ , 94 Γ ц, 120 Γ ц вероятно связаны с особенностями крепления (подвески) двигателя к корпусу самолёта.

Частота 20 Гц скорее всего связана с собственными колебаниями самолёта на шасси. Собственные частоты колебаний лопастей винта также определялись методом ударного возбуждения.

При этом выявлено 4 основных частоты: 36 Гц, 80 Гц, 104 Гц и 134 Гц.

Данные о собственных частотах колебаний винта и двигателя самолёта ЯК-52 в первую очередь могут быть важны при выборе частоты вращения винта, используемой при балансировке. Основным условием выбора этой частоты является обеспечение её максимально возможной отстройки от собственных частот колебаний конструктивных элементов самолёта.

Кроме того знание собственных частот колебаний отдельных узлов и деталей самолёта может быть полезно для выявления причин резкого возрастания (в случае резонанса) тех или иных составляющих спектра вибрации на различных скоростных режимах двигателя.

2.3. Результаты балансировки.

Как уже отмечалось выше, балансировка винта выполнялась в одной плоскости, в результате чего обеспечивалась компенсация силовой неуравновешенности винта в динамике.

Проведение динамической балансировки в двух плоскостях, позволяющей (помимо силовой) компенсировать и моментную неуравновешенность винта не представлялось возможным, так как конструкция винта, устанавливаемого на самолёт ЯК-52, позволяет сформировать только одну плоскость коррекции.

Балансировка винта выполнялась на частоте его вращения, равной 1150 об/мин (60%), при которой обеспечивалась возможность получения наиболее стабильных результатов измерения вибрации по амплитуде и фазе от пуска к пуску.

Балансировка винта выполнялась по классической схеме «двух пусков».

При выполнении первого пуска определялись амплитуда и фаза вибрации на частоте вращения винта в исходном состоянии.

При выполнении второго пуска определялись амплитуда и фаза вибрации на частоте вращения винта после установки на винт пробной массы равной 7 г.

С учётом этих данных по программно были рассчитаны масса $M=19.5\ r$ и угол установки корректирующего груза $F=32^\circ.$

С учётом конструктивных особенностей винта, не позволяющих установить корректирующий груз на требуемый угол, на винт установлено два эквивалентных груза, в том числе:

- груз M1=14 г на угле F1=0°;
- груз M1=8.3 г на угле F1=60°.

После установки на винте указанных корректирующих грузов вибрация измеренная на частоте вращения 1150 об/мин и связанная с дисбалансом винта, уменьшилась с 10.2 мм/сек в исходном состоянии до 4.2 мм/сек после балансировки.

При этом фактическая величина дисбаланса винта уменьшилась с 2340 г*мм до 963 г*мм.

2.4. Проверка влияния результатов балансировки на уровень вибрации самолёта ЯК-52 на земле при других частотах вращения винта.

Результаты проверки вибрации самолёта ЯК-52, выполненные на других режимах работы двигателя, полученные при испытаниях на земле, приведены в таблице 2.1.

Как видно из таблицы, проведённая балансировка положительно сказалась на вибрацию самолёта ЯК-52 на всех режимах его работы.

№	Частота	Частота вращения винта,	СКЗ виброскорости,
п/п	вращения, %	об/мин	мм/сек
1	60	1153	4.2
2	65	1257	2.6
3	70	1345	2.1
4	82	1572	1.25

Более того, при испытаниях на земле выявлена тенденция существенного снижения вибрации самолёта при увеличении частоты вращения его винта.

Это может быть объяснено большей степенью отстройки частоты вращения винта от собственной частоты колебаний самолёта на шасси (предположительно 20 Гц), которая имеет место при увеличении частоты вращения винта.

2.5. Проверка вибрации самолёта ЯК-52 в воздухе на основных полётных режимах до и после регулировки натяга амортизаторов

В дополнение к вибрационным испытаниям, проведённым после балансировки винта на земле (см. раздел 2.3), были проведены измерения вибрации самолёта ЯК-52 в полёте.

Вибрация в полёте измерялась в кабине второго пилота **в вертикальном направлении** с помощью портативного анализатора спектра вибрации мод. AD-3527 ф.А@D (Япония) в диапазоне частот от 5 до 200 (500) Гц.

Измерения выполнялись на 5-ти основных скоростных режимах двигателя, соответственно равных 60%, 65%, 70% и 82% от его максимальной частоты вращения, .

Результаты измерений, выполненных до регулировки амортизаторов, приведены в таблице 2.2.

Таблица 2.2

N.C.	Частота Составляющие спектра вибрации.					T 7					
$N_{\underline{0}}$	4ac	тота		Составляющие спектра вибрации,					\mathbf{V}_{Σ} ,		
Π/Π	вращен	ия винта		частота, Гц					мм/сек		
	%	об/мин		амплитуда, мм/сек							
			V _{B1}	_V _H	V _{K1}	V _{B2}	V _{K2}	V _{B4}	V _{K3}	V _{B5}	
1	60	1155	<u>1155</u>	<u>1560</u>	<u>1755</u>	2310	<u>3510</u>	<u>4620</u>	<u>5265</u>	<u>5775</u>	
			4.4	1.5	1.0	1.5	4.0	1.3	0.7	0.9	6.1
2	65	1244	<u>1244</u>	1680	<u>1890</u>	2488	3780	<u>4976</u>	<u>5670</u>		
			3.5	1.2	2.1	1.2	4.1	0.4	1.2		6.2
3	70	1342	<u>1342</u>	1860	2040	2684	4080	5369			
			2.8	0.4	3.2	0.4	2.9	2.3			5.0
4	82	1580	<u>1580</u>	2160	2400	<u>3160</u>	<u>4800</u>				
			4.7	2.9	1.1	0.4	12.5				13.7
5	94	1830	1830	2484	2760	<u>3660</u>	<u>5520</u>	7320			
			2.2	3.4	1.7	2.8	15.8	3.7			17.1

В качестве примера на рис. 2.3 и 2.4 представлены графики спектров, полученных при измерении вибрации в кабине самолёта ЯК-52 на режимах 60% и 94 % и использованных при заполнении таблицы 2.2.

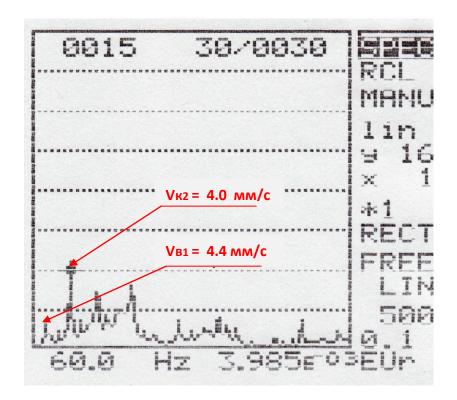


Рис.2.3. Спектр вибрации в кабине самолёта ЯК-52 на режиме 60%.

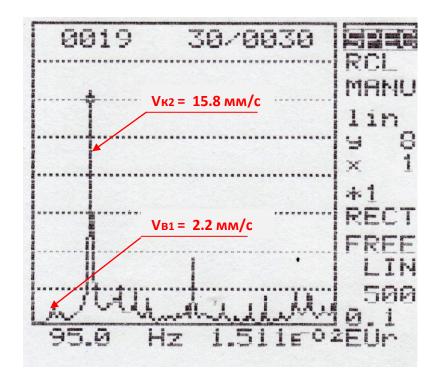


Рис 2.4. Спектр вибрации в кабине самолёта ЯК-52 на режиме 94 %.

Как видно из таблицы 2.2, основные составляющие вибрации, измеренной в кабине второго пилота, проявляются на частотах вращения винта VB1 (выделено жёлтым цветом), коленчатого вала двигателя Vк1 (выделено голубым цветом) и привода воздушного компрессора (и/или датчика частоты) VH (выделено зелёным цветом), а также на их более высоких гармониках VB2,VB4, VB5 и Vк2,Vк3.

Максимальная суммарная вибрация V_{Σ} выявлена на скоростных режимах 82% (1580 об/мин винта) и 94% (1830 обмин).

Основная составляющая этой вибрации проявляется на 2-й гармонике частоты вращения коленчатого вала двигателя **Vк**² и соответственно достигает значений 12.5 мм/сек на частоте 4800 цикл/мин и 15.8 мм/сек на частоте 5520 цикл/мин.

Можно предположить, что эта составляющая связана с работой поршневой группы двигателя (ударными процессами, возникающими при двукратной перекладке поршней за один оборот коленчатого вала).

Резкое возрастание этой составляющей на режимах 82% (первый номинальный) и 94% (взлётный) вызвано скорее всего не дефектами поршневой группы, а резонансными колебаниями на двигателя, закреплённого в корпусе самолёта на амортизаторах.

Указанный вывод подтверждается рассмотренным выше результатами экспериментальной проверки собственных частот колебаний подвеса двигателя, в спектре которого имеются 74 Гц (4440 цикл,мин), 94 Гц (5640 цикл/мин) и 120 Гц (7200 цикл/мин).

Две из этих собственных частот, равные 74 и 94 Гц, близки к частотам 2-й гармоники частоты вращения коленчатого вала, которые имеют место на первом номинальном и взлётном режимах работы двигателя.

В связи с тем, что в процессе вибрационных испытаний были выявлены значительные вибрации на 2-й гармонике коленчатого вала на первом номинальном и взлётном режимах работы двигателя, была проведена проверка и регулировка усилия затяга амортизаторов подвеса двигателя.

Сравнительные результаты испытаний, полученные до и после проведения регулировки амортизаторов для частоты вращения винта (Vв1) и 2-й гармоники частоты вращения коленвала (Vк2), представлены в таблице 2.3

Таблица 2.3

№	Част вращен	гота ия винта	Составляющие спектра вибрации, частота, Гц амплитуда, мм/сек				
п/п	%	об/мин					
			,	V _{B1}	V _{K2}		
			До	После	До	После	
1	60	1155	<u>1155</u>	<u>1140</u>	<u>3510</u>	3480	
		(1140)	4.4	3.3	3.0	3.6	
2	65	1244	<u>1244</u>	<u>1260</u>	<u>3780</u>	<u>3840</u>	
		(1260)	3.5	3.5	4.1	4.3	
3	70	1342	1342	<u>1350</u>	<u>4080</u>	<u>4080</u>	
		(1350)	2.8	3.3	2.9	1.2	
4	82	1580	<u>1580</u>	<u>1590</u>	<u>4800</u>	<u>4830</u>	
		(1590)	4.7	4.2	12.5	16.7	
5	94	1830	<u>1830</u>	<u>1860</u>	<u>5520</u>	<u>5640</u>	
		(1860)	2.2	2.7	15.8	15.2	

Как видно из таблицы 2.3, регулировка амортизаторов не привела к существенным изменениям величин основных составляющих вибрации самолета.

С учетом изложенного заметный рост составляющей вибрации самолёта ЯК-52 на первом номинальном и взлётном режимах (на мой взгляд) может рассматриваться как конструктивный просчёт разработчиков самолёта, допущенный при выборе системы крепления (подвеса) двигателя в корпусе самолёта.

В этой связи следует также отметить, что амплитуда спектральной составляющей, связанная с дисбалансом винта Vв1, выявленная на режимах 82%, и 94% (см. таблицы 1.2 и 1.3), соответственно в 3 – 7 раз ниже амплитуд Vк2, имеющих место на данных режимах.

На других полётных режимах составляющая **V**в1 находится в пределах 2.8 - 4.4 мм/сек.

Причём, как видно из таблиц 2.2 и 2.3, её изменения при переходе с одного режима на другой в основном определяются не качеством балансировки, а степенью отстройки частоты вращения винта от собственных частот колебаний тех или иных конструктивных элементов самолета.

2.6. Выводы по результатам работы

2.6.1. Балансировка винта самолёта ЯК-52, проведённая на частоте вращения винта 1150 об/мин (60%), позволила снизить вибрацию винта 10.2 мм/сек до 4.2 мм/сек.

Учитывая определённый опыт, накопленный в процессе балансировки винтов самолётов ЯК-52 и СУ-29 с использованием прибора «Балком-1», можно предположить, что имеется возможность дальнейшего снижения уровня вибрации винта самолёта ЯК-52.

Это может быть достигнуто в частности выбором другой (более высокой) частоты вращения винта при его балансировке, позволяющей в большей степени отстроиться от собственной частоты колебаний самолета 20 Гц (1200 цикл/мин), выявленной в процессе испытаний.

2.6.2. Как показывают результаты вибрационных испытаний самолёта ЯК-52 в полёте, в спектрах его вибрации (помимо упомянутой выше в п.2.6.1 составляющей, проявляющейся на частоте вращения винта) имеется ряд других составляющих, связанных с работой коленчатого вала, поршневой группы двигателя, а также привода воздушного компрессора (и/или датчика частоты).

Величины указанных вибраций на режимах 60%, 65% и 70% соизмеримы с величиной вибрации, которая связана с дисбалансом винта.

Анализ этих вибраций показывает, что даже полное устранение вибрации от дисбаланса винта позволит снизить суммарную вибрацию самолёта на этих режимах не более чем 1.5 раза.

2.6.3. Максимальная суммарная вибрация **V** Σ самолёта ЯК-52 выявлена на скоростных режимах 82% (1580 об/мин винта) и 94% (1830 об/мин винта).

Основная составляющая этой вибрации проявляется на 2-й гармонике частоты вращения коленчатого вала двигателя $V\kappa_2$ (на частотах 4800 цикл/мин или 5520 цикл/мин), на которых соответственно достигает значений 12.5 мм/сек и 15.8 мм/сек.

Можно с достаточной уверенностью предположить, что эта составляющая связана с работой поршневой группы двигателя (ударными процессами, возникающими при двукратной перекладке поршней за один оборот коленчатого вала).

Резкое возрастание этой составляющей на режимах 82% (первый номинальный), и 94% (взлётный) вызвано скорее всего не дефектами поршневой группы, а резонансными колебаниями на двигателя, закреплённого в корпусе самолёта на амортизаторах.

Регулировка затяга амортизаторов, выполненная в процессе испытаний, к существенным изменениям вибрации не привела.

Данная ситуация может рассматриваться как конструктивный просчёт разработчиков самолёта, допущенный при выборе системы крепления (подвеса) двигателя в корпусе самолёта.

2.6.4. Полученные в процессе проведения балансировки и дополнительных вибрационных испытаний данные (см. результаты полётных испытаний в разделе 2.5) позволяют сделать вывод о том, что проведение периодического вибрационного контроля может быть полезным для диагностической оценки технического состояния двигателя самолёта

Такая работа может выполняться, например, с использованием прибора «Балком-1», в программном обеспечении которого реализована функция спектрального анализа вибрации.

3. Результаты балансировки винта MTV-9-K-C/CL 260-27 и вибрационного обследования пилотажного самолёта СУ-29

3.1. Введение

15 июня 2014 г. проведена балансировка трёхлопастного винта MTV-9-K-C/CL 260-27 авиационного двигателя М-14П пилотажного самолёта СУ-29.

По данным предприятия-изготовителя указанный винт был предварительно статически отбалансирован, о чём свидетельствует наличие на винте в плоскости 1 корректирующего груза, установленного на заводе-изготовителе.

Балансировка винта, непосредственно установленного на самолёте СУ-29, проводилась с использованием вибробалансировочного комплекта «Балком-1», зав. № 149.

Схема измерений, использованная при балансировке, представлена на рис 3.1.

В процессе балансировки датчик вибрации (акселерометр) 1 устанавливался на корпусе редуктора двигателя при помощи магнита на специальном кронштейне.

Лазерный датчик фазового угла 2 также устанавливался на корпусе редуктора и ориентировался на отражающую метку, нанесённую на одну из лопастей винта.

Аналоговые сигналы с датчиков по кабелям передавались в измерительный блок прибора «Балком-1», в котором выполнялась их предварительная цифровая обработка.

Далее эти сигналы в цифровом виде поступали в компьютер, где производилась программная обработка этих сигналов и выполнялись расчёты массы и угла установки корректирующего груза, необходимого для компенсации дисбаланса на винте.

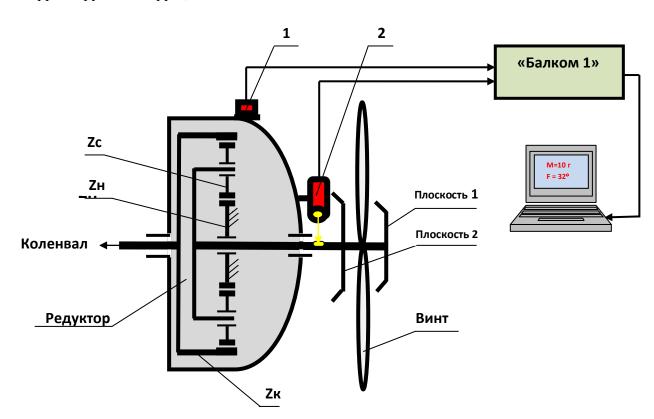


Рис. 3.1. Схема измерений при балансировке винта самолёта СУ-29 Zк - коренное зубчатое колесо редуктора с числом зубьев 75; Zc - сателлиты редуктора в количестве 6 штук с числом зубьев 18; Zн- неподвижное зубчатое колесо редуктора с числом зубьев 39.

Перед проведением данной работы с учётом опыта, полученного при балансировке винта самолёта ЯК-52, был выполнен ряд дополнительных исследований, включавших в себя:

- определение собственных частот колебаний двигателя и винта самолёта СУ-29;
- проверку величины и спектрального состава исходной вибрации в кабине второго пилота до балансировки.

3.2. Результаты исследований собственных частот колебаний двигателя и винта.

Собственные частоты колебаний двигателя, установленного на амортизаторах в корпусе самолёта, определялись с использованием анализатора спектра AD-3527?, ф. A@D, (Япония), путём ударного возбуждения колебаний двигателя.

В спектре собственных колебаний подвеса двигателя (см. рис. 3.2) выявлено 6 основных частот: $16 \Gamma \mu$, $22 \Gamma \mu$, $37 \Gamma \mu$, $66 \Gamma \mu$, $88 \Gamma \mu$, $120 \Gamma \mu$.

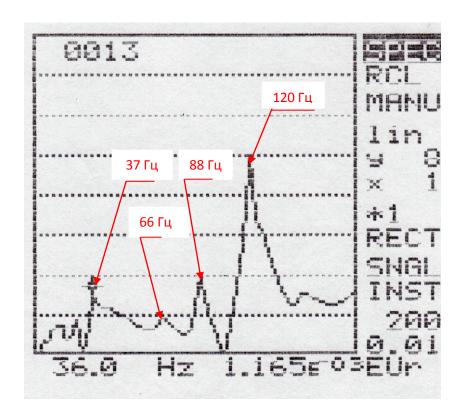


Рис. 3.2. Спектр собственных частот колебаний подвеса двигателя самолёта СУ-29

Из них, предположительно, частоты 66 Гц, 88 Гц и 120 Гц непосредственно связаны с особенностями крепления (подвески) двигателя к корпусу самолёта.

Частоты 16 Гц и 22 Гц скорее всего связаны с собственными колебаниями самолёта на шасси.

Частота 37 Гц вероятно связана с собственной частотой колебаний лопасти винта самолёта.

Последнее предположение подтверждается результатами проверки собственных частот колебаний винта, полученными также методом ударного возбуждения.

В спектре собственных колебаний лопасти винта (см. рис 3.3) выявлено 3 основных частоты: 37 Γ Ц, 100 Γ Ц и 174 Γ Ц.

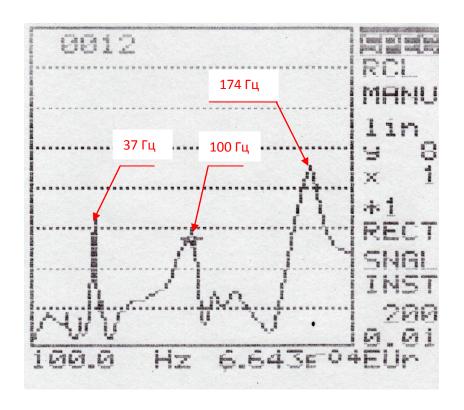


Рис. 3.3. Спектр собственных частот колебаний лопасти винта самолёта СУ-29

Данные о собственных частотах колебаний лопасти винта и двигателя самолёта СУ-29 в первую очередь могут быть важны при выборе частоты вращения винта, используемой при балансировке. Основным условием выбора этой частоты является обеспечение её максимально возможной отстройки от собственных частот колебаний конструктивных элементов самолёта.

Кроме того знание собственных частот колебаний отдельных узлов и деталей самолёта может быть полезно для выявления причин резкого возрастания (в случае резонанса) тех или иных составляющих спектра вибрации на различных скоростных режимах двигателя.

3.3. Проверка вибрации в кабине второго пилота самолёта СУ-29 на земле до балансировки.

Исходная вибрация самолёта СУ-29, выявленная до проведения балансировки винта, измерялась в кабине второго пилота **в вертикальном направлении** с помощью портативного анализатора спектра вибрации мод. AD-3527 ф.A@D (Япония) в диапазоне частот от 5 до 200 Гц.

Измерения выполнялись на 4-x основных скоростных режимах двигателя, соответственно равных 60%, 65%, 70% и 82% от его максимальной частоты вращения.

Полученные результаты приведены в таблице 3.1.

Как видно из таблицы 2.1, основные составляющие вибрации проявляется на частотах вращения винта VB1, коленчатого вала двигателя Vк1 и привода воздушного компрессора (и/или датчика частоты) Vн, а также на 2-й гармонике коленчатого вала Vк2 и возможно 3-й (лопастной) гармонике винта Vв3, которая близка по частоте ко второй гармонике коленчатого вала.

№	Час	тота		Составляющие спектра вибрации,				\mathbf{V}_{Σ} ,			
Π/Π	вращен	ия винта		частота, Гц			мм/сек				
	%	об/мин		амплитуда, мм/сек							
			V _{B1}	_V _H	V _{K1}	V _{B3}	V _{K2}	V _{B4}	Vк ₃	V?	
1	60	1150	1150	1560	1740	<u>3450</u>	3480			6120	
			5.4	2.6	2.0		4.2			2.8	8.0
2	65	1240	1240	1700	1890	3720	3780				
			5.7	2.4	1.3		8.6				10.6
3	70	1320	1320	1800	2010	3960	4020				
			2.8	2.5	0.9		10.8				11.5
4	82	1580	1580	2160	2400	4740	4800				
			3.2	1.5	3.0		8.5				9.7

Кроме того, в спектре вибрации на скоростном режиме 60% выявлена не идентифицированная с расчётным спектром составляющая на частоте 6120 цикл/мин, которая может быть вызвана резонансом на частоте около 100 Гц одного из конструктивных элементов самолёта. Таким элементом, например, может быть винт, одна из собственных частот колебаний которого равна 100 Гц.

Максимальная суммарная вибрация самолёта V_{Σ} , достигающая 11.5 мм/сек, выявлена на скоростном режиме 70%.

Основная составляющая суммарной вибрации на этом режиме проявляется на 2-й гармонике (4020 цикл/мин) частоты вращения коленчатого вала двигателя $V\kappa_2$ и равна 10.8 мм/сек.

Можно предположить, что эта составляющая связана с работой поршневой группы двигателя (ударными процессами, возникающими при двукратной перекладке поршней за один оборот коленчатого вала).

Резкое возрастание этой составляющей на режиме 70% вероятно связано с резонансными колебаниями одного из конструктивных элементов самолёта (подвесом двигателя в корпусе самолёта) на частоте 67 Гц (4020 цикл/мин).

Следует отметить, что помимо ударных возмущений, связанных с работой поршневой группы, на величину вибрации в данной частотной области может влиять аэродинамическая сила, проявляющаяся на лопастной частоте винта (Vв3).

На скоростных режимах 65% и 82% также наблюдается заметный рост составляющей $\mathbf{V}\mathbf{\kappa_2}$ ($\mathbf{V}\mathbf{B3}$), что также может быть объяснено резонансными колебаниями отдельных узлов самолёта.

Амплитуда спектральной составляющей, связанная с дисбалансом винта Vв1, выявленная основных скоростных режимах до балансировки, находилась в пределах от 2.4 до 5.7 мм/сек, что в основном ниже величины Vк2 на соответствующих режимах.

Причём, как видно из таблицы 3.1, её изменения при переходе с одного режима на другой определяются не только качеством балансировки, а ещё и степенью отстройки частоты вращения винта от собственных частот колебаний конструктивных элементов самолета.

3.4. Результаты балансировки.

Балансировка винта выполнялась в одной плоскости на частоте вращения. В результате такой балансировки обеспечивается компенсация силовой неуравновешенности винта в динамике.

Протокол балансировки приведён ниже в приложении 1.

Балансировка выполнялась на частоте вращения винта, равной 1350 об/мин, и предусматривала выполнение двух измерительных пусков.

При выполнении первого пуска определялись амплитуда и фаза вибрации на частоте вращения винта в исходном состоянии.

При выполнении второго пуска определялись амплитуда и фаза вибрации на частоте вращения винта после установки на винт пробного груза известной массы.

По результатам указанных измерений были определены масса и угол установки корректирующего груза в плоскости 1.

После установки на винте расчётного значения корректирующего груза, масса которого составила 40.9 г, вибрация на данном скоростном режиме уменьшилась с 6.7 мм/сек в исходном состоянии до 1.5 мм/сек после балансировки.

Уровень вибрации, связанной с дисбалансом винта, на других скоростных режимах также упал и находился после балансировки в пределах от 1 до 2.5 мм/сек.

Проверка влияния качества балансировки на уровень вибрации самолёта в полёте не проводилась в связи с аварийным повреждением винта этого винта в одном из учебных полётов.

Следует отметить, что результат, полученный при проведёнии указанной балансировки, существенно отличается от результата балансировки на заводе-изготовителе.

В частности:

- вибрация на частоте вращения винта после его балансировки на месте постоянной установки (на выходном вале редуктора самолёта СУ-29) снижена более чем в 4 раза;
- корректирующий груз, установленный в процессе выполнения балансировки, смещён по отношению к грузу, установленному на заводе-изготовителе, примерно на 130°.

Возможными причинами сложившейся ситуации могут являться:

- погрешности измерительной системы балансировочного стенда завода-изготовителя (что мало вероятно);
- геометрические погрешности посадочных мест соединительной муфты шпинделя балансировочного станка завода-изготовителя винта, приводящие к появлению радиального биения винта при его установке на шпинделе;
- геометрические погрешности посадочных мест соединительной муфты выходного вала редуктора самолёта, приводящие к появлению радиального биения винта при его установке на вале редуктора.

3.5. Выводы по результатам работы

3.5.1. Балансировка винта самолёта СУ-29, проведённая в одной плоскости на частоте вращения винта 1350 об/мин (70%), позволила снизить вибрацию винта с 6.7 мм/сек до 1.5 мм/сек.

Уровень вибрации, связанной с дисбалансом винта на других скоростных режимах, также заметно снизился и находился в пределах от 1 до 2.5 мм/сек.

3.5.2. Для уточнения возможных причин неудовлетворительных результатов балансировки, выполненной на заводе-изготовителе винта, необходимо проверить его радиальное биение на выходном вале редуктора двигателя самолёта.

Приложение 1

ПРОТОКОЛ БАЛАНСИРОВКИ винта MTV-9-K-C/CL 260-27 пилотажного самолёта СУ-29

- 1. Заказчик: В.Д. Чвоков
- 2. Место установки винта: выходной вал редуктора самолёта СУ-29
- 3. Тип винта MTV-9-K-C/CL 260-27
- 4. Способ балансировки: в сборе на месте эксплуатации (в собственных подшипниках), в одной плоскости
- 5. Частота вращения винта при балансировке, об/мин: 1350
- 6. Модель, зав. № и фирма изготовитель балансировочного прибора « Балком-1», зав. № 149, ООО»Кинематика»
- 7. Нормативные документы, используемые при балансировке:
- 7.1. ГОСТ ИСО 1940-1-2007 Вибрация. Требования к качеству балансировки жестких роторов. Часть 1. Определение допустимого дисбаланса.

7.2.			

- 8. Дата проведения балансировки: 15.06. 2014 г.
- 9. Сводная таблица результатов балансировки:

№ п/п	Результаты измерений	Вибрация, мм/сек	Дисбаланс, г* мм
1	До балансировки *)	6.7	6135
2	После балансировки	1.5	1350
Допу	уск по ГОСТ ИСО 1940 да	1500	

- *) Примечание: Балансировка выполнялась при сохранении на винте корректирующего груза, установленного заводом-изготовителем.
- 10. Заключение:
- 10.1. Уровень вибрации (остаточного дисбаланса) после проведения балансировки винта, установленного на выходном вале редуктора самолёта

СУ-29 (см. п.9.2), снижен по сравнению с исходным (см. п. 9.1) более чем в 4 раза.

10.2. Параметры корректирующего груза (масса, угол установки) использованного для достижения результата по п. 10.1, существенно отличаются от параметров корректирующего груза, установленного на заводе-изготовителе (MT-propeller).

В частности, при проведении балансировки на винт был дополнительно установлен корректирующий груз массой 40.9 г, который был смещён по отношению к грузу, установленному на заводе-изготовителе, на угол 130°. (Груз, установленный на заводе-изготовителе с винта, при проведении дополнительной балансировки не демонтировался).

Возможными причинами сложившейся ситуации могут являться:

- погрешности измерительной системы балансировочного стенда заводаизготовителя;
- геометрические погрешности посадочных мест соединительной муфты шпинделя балансировочного станка завода-изготовителя, приводящие к появлению радиального биения винта при его установке на шпинделе;
- геометрические погрешности посадочных мест соединительной муфты выходного вала редуктора самолёта, приводящие к появлению радиального биения винта при его установке на вале редуктора.

Для выявления конкретной причины, приводящей к возникновению повышенного дисбаланса винта при установке его на выходном вале редуктора самолёта СУ-29, необходимо:

- провести проверку измерительной системы и геометрической точности посадочных мест шпинделя балансировочного станка, использованного при балансировке винта MTV-9-K-C/CL 260-27 на заводе-изготовителе;
- провести проверку радиального биения винта, установленного на выходном вале редуктора самолёта СУ-29.

Исполнитель:

Гл. специалист ООО «Кинематика» Фельдман В.Д.